

# AZƏRBAYCAN RESPUBLİKASI

*Əlyazması hüququnda*

## UÇUŞ APARATLARININ QEYRİ-STASİONAR NAVİQASİYA İDARƏETMƏ SİSTEMİ

İxtisas: 3324.04 - «Yerüstü komplekslər, buraxılış avadanlıqları,  
uçan aparatların və onların sistemlərinin istismarı»

Elm sahəsi: Texnika

İddiaçı: **Toğrul İsa oğlu Kərimli**

Elmlər doktoru elmi dərəcəsi  
almaq üçün təqdim edilmiş dissertasiyanın

### AVTOREFERATI

**BAKI- 2023**

Dissertasiya işi Milli Aviasiya Akademiyasının Avionika kafedrasında yerinə yetirilmişdir.

**Elmi məsləhətçilər:**

f.-r.e.d., akademik

**Arif Mir Cəlal oğlu Paşayev**

t.e.d., professor

**Teyqubat Bayram oğlu Qurbanov**

**Rəsmi opponəntlər:**

t.e.d., AMEA-nın müxbir üzvü

**Məsumə Hüseyn qızı Məmmədova**

t.e.d., professor

**Tokay Murad oğlu Qasımzadə**

t.e.d., professor

**Ramiz Əli Cabar oğlu Sadıqov**

t.e.d., dosent

**Asif Haçı oğlu Rzayev**

Azərbaycan Respublikasının Prezidenti yanında Ali Attestasiya Komissiyasının Milli Aviasiya Akademiyasının nəzdində fəaliyyət göstərən ED 2.01 Dissertasiya şurası

Dissertasiya şurasının sədri

f.-r.e.d., akademik

**Arif Mir Cəlal oğlu Paşayev**

Dissertasiya şurasının elmi katibi:

c.e.d., dosent

**Surxay Həsən oğlu Səfərov**

Elmi seminarın sədri:

t.e.d., professor

**Mustafa Rəhim oğlu**

**Mustafayev**

## **İŞİN ÜMUMİ XARAKTERİSTİKASI**

**Dissertasiya işinin aktuallığı.** Uçuş aparatları (UA) uçuşların təhlükəsizliyinin təminində insan amilindən sonra ikinci təşkilədicidir. UA ona xas olan texniki, etibarlılıq, istismar xüsusiyyətlərə malik kompleks maşındır və UA-nın layihələndirilməsi mərhələsində etibarlılığın zəruri meyarları işlənərkən uçuşların təhlükəsizliyinin əsas hissəsinin təməli qoyulur.

Hesablama texnikasının (HT) tətbiqi ilə təyyarə və pilotsuz uçuş aparatlarının uçuş-texniki xarakteristikalarını təyin edən sistemlərin keyfiyyəti yaxşılaşmış, həmçinin uçuşların təhlükəsizlik səviyyəsinin yüksəldilməsi əldə olunmuşdur.

Hal-hazırda keyfiyyətə yeni sistemlərin və idarəetmə üsullarının, sensor və çeviricilərin, ilkin informasiya cihazları və unifikasiya edilmiş HT vasitələrinin nüfuz edilməsi ilə xarakterizə edilən UA-nın təkmilləşdirilməsi «intellektual» təyyarələrin yaradılması mərhələsinə qədəm qoyur.

Statistikaya əsasən ümumi təyinatlı aviasiya qəzalarının 5-10% fəza istiqamətlənməsinin pozulması nəticəsində baş verir, və bunların da 90% faciəvi sonluqla nəticələnir. Ona görə də alternativ bort metod və vasitələrlə kren və tanqaj parametrlərinin ölçülməsi, həmçinin onların vizual və səs signalizasiyası ilə pilotları xəbərdar etməsi uçuşların təhlükəsizliyinin ən aktual məsələlərindən biri hesab olunur.

Avtomatik idarəetmə sistemlərinin etibarlılığı bir çox amillərlə müəyyən edilir ki, bunlardan biri də ilkin informasiya mənbələrinin dəqiq quraşdırılmasıdır. Bu xüsusi olaraq, daha çox dinamik yüklənmələrə məruz qalma nəticəsində ilkin mexaniki bərkitmə və quraşdırma vəziyyətləri pozulan akselerometr və giroskoplara aiddir.

Qitələrarası uçuşları yerinə yetirərkən ölçülən kəmiyyətlərin informativliyini və doğruluğunu artırmaq üçün pilotaj və naviqasiya parametrlərinin aerometrik metodla ölçülməsi böyük əhəmiyyət kəsb edir. Məsələn, əgər UA-nın uçuşu naviqasiya peyklərindən gələn siqnalların, həmçinin yerüstü idarəetmə sistemlərinin olmadığı (bela hallar okeanın, qütblərin, hündür dağ silsilələri üzərindən uçuşları yerinə yetirərkən baş verir) şəraitdə icra olunursa, hava gəmisinin

(HG) idarə edilməsi avtonom inersial sistemlə yerinə yetirilir ki, bu da dəqiqliyə və etibarlılığa görə onun üzərinə əlavə tələblərin qoyulmasına səbəb olur.

Müxtəlif tipli bir sıra hava siqnalları sisteminin (HSS), həmçinin beşinci nəsil hərbi (F-22, F-35) və müasir mülki hava gəmilərində (Embraer ERJ-170/190, Airbus A-350, A-380) müvəffəqiyyətlə istifadə edilən «Goodrich» və «UTC Aerospace Systems» şirkətlərinin yüksək texnoloji HSS-nin konstruktiv, funksional və istismar xüsusiyyətlərinin təhlili əsasında məlum olmuşdur ki, aerometrik metodla kren, tanqaj, vurnuxma və yan sürətlərin ölçülməsi yerinə yetirilmir.

Pilotsuz uçuş aparatlarının (PUA) uçuşunun stabilizasiya məsələləri, ilk növbədə PUA-nın küləyə və turbulentiyyə olan həssaslığının, PUA-nın sürətini artırmadan dayanıqlığın və eyni zamanda manevr qabiliyyətinin artırılması ilə əlaqədardır. Lakin kosmik aparatlarda tətbiq edilən reaktiv korreksiya mühərriklərinin qısamüddətli iş rejimlərinin mövcudluğu və üfüqi uçub-qalxmaya malik kiçik ölçülü PUA-nın manevr zamanı vintin fırlanma istiqamətinin nəzərə alınmaması səbəbindən bu məsələlər axıra qədər həll olunmamışdır.

Beləliklə, UA-nın uçuşlarının təhlükəsizliyinin və PUA-nın məsafədən idarə olunmasının təmini üçün əsas aktual məsələlərdən aşağıdakıları qeyd etmək olar: uçuşların avtomatik idarə edilməsi və nəzarəti sistemlərinin ilkin informasiya mənbələrinin etibarlılığının artırılması; pilotaj-naviqasiya və ətraf mühitin parametrlərinin informativlik və müşahidə qabiliyyətinin səviyyəsinin artırılması; uçuşun qeyri-stasionar rejimlərində stabilizasiya sistemlərinin işləmək qabiliyyəti.

«Uçuş aparatlarının qeyri-stasionar navigasiya idarəetmə sistemi» adlı dissertasiya işi pyezoelektrik akselerometrlərin (PA) konstruksiyalarının təkmilləşdirilməsinə, rəqəmli hava siqnalları sistemi (RHSS) vasitəsilə pilotaj-naviqasiya parametrlərinin informativlik və müşahidə qabiliyyətinin artırılmasına, PUA-nın girokopik stabilizasiya sistemlərinin, kütlə və mərkəzlənməyə avtomatik nəzarət sisteminin təkmilləşdirilməsi ilə uçuşların idarə olunmasında təhlükəsizliyin yüksəldilməsinə həsr olunmuşdur.

**Dissertasiya işinin məqsədi.** Pyezoelektrik akselerometrlərin yeni konstruksiya variantlarının işlənməsi, pilotaj və naviqasiya parametrlərinin informativlik və müşahidə qabiliyyətinin artırılmasına şərait yaradan RHSS-nin funksional imkanlarının genişləndirilməsi, PUA-nın uçuşunu stabilizasiya edən girooskopik sistemin, UA-nın mərkəzlənməsinin sürüşməsi faktoru nəzərə alınmaqla, uçuş trayektoriyasının təhlükəsiz avtomatik idarəetmə və nəzarət sistemlərinin təkmilləşdirilməsindən ibarətdir.

**Həll edilən məsələlər.** Dissertasiya işində qoyulan və həll edilən məsələlər aşağıdakılardan ibarətdir:

1. Uçuşların təhlükəsizliyi sisteminin, ilkin informasiya sistemlərinin, uçuşun avtomatik idarə olunmasında və HSS-nin qurulmasında təkmilləşdirilmənin əsas problemlərinin analizi.
2. Yeni işlənmiş PA, onun tədqiqi, statik və dinamik xarakteristikalarının modelləşdirilməsi.
3. Uçuş heyətini UA-nın kren və tanqaj bucaqlarının təhlükəli hədd qiymətləri haqqında vizual və səs signalizasiyası formasında xəbərdaredici informasiya ilə təmin edən, gövdəsində diferensial sxemli PA-nın quraşdırıldığı universal mayeli bucaq göstəricisinin işlənməsi;
4. Təkmilləşdirilmiş RHSS-nin alqoritmlərinin işlənməsi, tədqiqi və modelləşdirilməsi.
5. Girooskopik effektdən istifadə etməklə PUA-nın stabilizasiya və manevr qabiliyyətini artıran qurğunun işlənməsi.
6. Ətalət momenti tənzimlənən girostabilizatorun tədqiqi, statik və dinamik xarakteristikalarının modelləşdirilməsi.
7. PA-nın avtomatik ilkin uzlaşma sisteminin işlənməsi.
8. Mexaniki harmonik həyəcanlandırıcı təsirə qarşı dayanıqlığı təmin edən avtomatik sistemin işlənməsi, tədqiqi və modelləşdirilməsi;
9. UA-nın ağırlıq mərkəzinin sürüşməsi nəzərə alınmaqla uzununa hərəkətin stabilizasiya sisteminin tədqiqi.

**Tədqiqat metodları** riyazi analizin və fizikanın, pyezoelektrik çeviricilərin, aerodinamika və uçuş dinamikasının, avtomatik idarəetmə nəzəriyyəsinin, riyazi modelləşdirmənin, mühəndis və

kompiuter qrafikasının, həmçinin ölçmə texnikasının əsaslarına malik metodlardan istifadəyə əsaslanır.

**Tədqiqat obyektı** PUA və UA-nın pilotaj-naviqasiya parametrlərini ölçən sistemlər və onların uçuşlarının idarəetmə sistemləri təşkil edir.

**Dissertasiya işinin elmi yeniliyi** aşağıdakılardan ibarətdir:

1. Yeni PA işlənməsi üzrə metodologiya.
2. İşlənmiş akselerometrler və ətalət momenti sazlanan ikikütləli «giroskopun mühərrik-çərçivə intiqalı» üçün texniki optimuma sazlanan, keçid prosesini təmin edən şərtlərin müəyyən edilməsinin ümumi nəzəri metodologiyası.
3. Təkmilləşdirilmiş RHSS-in analog hissəsinin alqoritmləri.
4. Ətalət momenti tənzimlənən girostabilizatorun riyazi modelləri, həmçinin, onun tənzimləmə diapazonunun, keçid prosesinin davam etmə müddətinin, fırlanma tezliyinin konstruksiya elementlərinin diametral ölçülərindən və materialın sıxlığından asılılığını müəyyən edən riyazi modellər.
5. PA-nın avtomatik ilkin uzlaşma sisteminin akselerometrlərinin bərkidilən səthə nəzərən tapşırıçı və əks-əlaqə vericisi kimi avtomatik qoşulmasının məntiqi tənliləri.
6. Paralel qoşulmuş korrektorla malik stabilizasiya konturu ilə təchiz edilmiş və uçuş zamanı füzelyaja təsir edən həyəcanlandırıcı mexaniki rəqslərə qarşı UA-nın dayanıqlığını təmin edən avtomatik sistemin dinamik modeli.
7. Uçub qalxma, uçuş və enmə zamanı həyəcanlandırıcı moment qismində UA-nın kütlə mərkəzinin sürüşməsi kimi nəzərə alınan uzununa hərəkətin stabilizasiya sisteminin struktur modeli.

**İşin praktiki əhəmiyyəti.** Dissertasiya işində təklif edilən texniki optimuma sazlanan, keçid prosesini təmin edən metodologiya və riyazi modellərin ikinci və yüksək tərtibli xətti diferensial tənlilərlə təsvir edilən texniki sistemlərin tədqiqində istifadə edilə bilər. İşlənmiş yeni akselerometrler və giroskop-akselerometr, həmçinin müxtəlif nəqliyyat və texnoloji təyinatlara malik sənaye qurğularında təcillərin, vibrasiyaların və bucaqların ölçülməsi zamanı tətbiq edilə bilər. PA-nın ilkin uzlaşma sisteminin işlənmə əsas

prinsipləri həmçinin, mövqeləşdirilməsinə yüksək dəqiqlik tələbləri qoyulan vericilərin, cihaz və qurğuların quraşdırılması üçün də tətbiq edilə bilər. Ətalət momenti tənzimlənən rotora malik girostabilizasiya sistemi kosmik uçuş aparatlarının istiqamətlənməsini təmin etməklə, elektrik akkumulyatorların, qaz-reaktiv korreksiya mühərriklərinin istismar müddətinin və manevr qabiliyyətinin dinamikliyinin artmasına şərait yarada bilər. Uçuş aparatlarının kütlə və mərkəzlənməsinin təyini üsulu və sistemi eyni zamanda müxtəlif nəqliyyat vasitələrinin dəqiq naviqasiya sistemlərinə inteqrasiya edilə bilər.

### **Müdafiəyə çıxarılan əsas elmi müddəalar:**

1. Uçuşların təhlükəsizliyinin, ilkin informasiyanın element və çeviricilərinin, uçuşun avtomatik idarəetmə sistemlərinin, HSS-nin qurulmasının, həmçinin pyezoelektrik mikromexaniki akselerometr və giroskopların əvvəlki nəzəri tədqiqatlarının əsas problemlərinin müqayisəli analizinin nəticələri.
2. Diferensial mikromexaniki pyezoelektrik akselerometrlərin, pyezoelektrik özüsazlanan giroskop akselerometrin, gövdənin əsasında quraşdırılan PA ilə təchiz edilmiş universal mayeli bucaq göstəricisinin işlənmə mexanizmləri.
3. Təkmilləşdirilmiş RHSS-nin işlənməsi üsulu və qurğusu.
4. PUA-nın stabilizasiya və manevr qabiliyyətini yüksəldən üsul və qurğu.
5. PA-nın quraşdırılması üçün işlənmiş avtomatik ilkin uzlaşma sistemi.
6. Harmonik həyəcanlandırıcı təsirlərdə UA-nın dayanıqlılığını təmin edən avtomatik sistem.
7. UA-nın ağırlıq mərkəzinin sürüşməsi nəzərə alınmaqla, uzununa hərəkətin stabilizasiya üsulu və sistemi.

**İşin nəticələrinin reallaşdırılması.** Tədqiqat nəticələrinə əsasən Azərbaycan Respublikasının 7 patent-ixtirası və 1 faydalı modeli, 2 ABŞ patent-ixtirası, 1 Avrasiya patent-ixtirası, ABŞ üzrə 1 patent-ixtiranın verilməsinə dair qərar, Avropa üzrə 1 patent-ixtiranın verilməsinə dair qərar, 1 Avrasiya patent-ixtiranın verilməsinə dair qərar, ABŞ-da və Avropada nəşr edilən 3 patent-ixtiraya dair iddia sənədləri:

- I20060050 «Реверсивный пьезоэлектрический шаговый двигатель», 11.05.2006;
- I20150063 «Дифференциальный микромеханический вибрационный акселерометр, 01.10.2015;
- I20170043 «Жидкостный угломер (варианты)», 12.09.2017;
- I20190047 «Пьезоэлектрический самонастраивающийся гироскоп-акселерометр, 23.09.2019;
- I20190048 «Способ и устройство повышения стабилизации и маневренности беспилотных летательных аппаратов с применением гироскопического эффекта, 23.09.2019;
- I20210047 «Аэрометрический способ и устройство для измерений пространственного положения, рыскания и боковой скорости воздушных судов», 31.05.2021
- F20210018 «Пьезоэлектрический акселерометр», 10.09.2021;
- I2023 0006 «Способ и бортовое устройство измерения массы и центровки, пространственного положения, угла рыскания и смещения центровки летательного аппарата», 08.02.2023
- EP3236202A2 «Universeller flüssiger winkelgeber». European Patent Application, 25.10.2017 (решение для выдачи патента);
- 030859 B1 «Способ и устройство повышения стабилизации и маневренности беспилотных летательных аппаратов с применением гироскопического эффекта, Евразийский патент, ЕАПВ 31.10.2018;
- US10190878B2 «Universal liquid angle indicator». United States Patent, Jan.29, 2019;
- EP3450989A2 «Aerometric method and device (system) for measuring aircraft spatial position, yaw and lateral velocity». European Patent Application Publication, 06.03.2019;
- US 2019/0137537A1 «Aerometric method and device (system) for measuring aircraft spatial position, yaw and lateral velocity». United States Patent Application Publication (USPA), (решение для выдачи патента), May 9, 2019;
- EP3621055 A1 «Universal Virtual Simulator», European Patent Application Publication 11.03.2020;
- US 2020/0143699A1 «Universal Virtual Simulator», USPA, May 7, 2020;
- US10737770 B2 «Method and device for increasing the stability and maneuverability of unmanned aerial vehicles (UAV) using a gyroscopic effect», United States Patent, Aug.11, 2020.



**İşin aprobeiasyası.** Dissertasiya işinin əsas nəticələri aşağıdakı respublika və beynəlxalq elmi-texniki konfrans, kongres və simpoziumlarda məruzə edilmiş və müzakirə olunmuşdur:

«Mülki aviasiyanın müasir probleminin həllində elm və tədrisin rolu» Respublika konfransı (MAA, Bakı, 2002); Azərbaycan Respublikasının prezidenti H.Ə.Əliyevin 80 illiyinə həsr olunmuş «Uçuşların təhlükəsizliyi və aviasiya texnikasının inkişafının müasir istiqamətləri» Respublika konfransının materialları, (8-12 may, 2003, Bakı); четвертая Международная научно-практическая конференция «Современные информационные и электронные технологии» (Одесса-2003); Международная конференция «Научно-технический прогресс и современная авиация» посвященная 75-летию академика А.М.Пашаева (Баку-2009); Международная конференция «Problems of cybernetic and informatics» (Баку-2010); Республиканская научно-практическая конференция «Инновационные технологии в образовании и науке», посвященная 60 летнему юбилею Азербайджанского Технического Университета (Баку, 2010); Международная конференция «International Federation for the Promotion of Mechanism and Machine Science» (Tbilisi-2015); Вторая Международная научно-практическая молодежная конференция «Творческий потенциал молодежи в решении авиакосмических проблем», Февральские чтения, (Баку, НАА, 2017); Международный симпозиум «International Symposium of Mechanism and Machine Science», (Баку, АзТУ, сентябрь 2017); Третья Международная научно-практическая молодежная конференция «Творческий потенциал молодежи в решении авиакосмических проблем», Февральские чтения, (Баку, НАА, 2018); Четвертая Международная научно-практическая молодежная конференция «Творческий потенциал молодежи в решении авиакосмических проблем», Февральские чтения, (Баку, НАА, 2019); Седьмая Международная научно-практическая молодежная конференция «Творческий потенциал молодежи в решении авиакосмических проблем», Февральские чтения, (Баку, НАА, 2022); Восьмая Международная научно-практическая молодежная конференция «Творческий потенциал

молодежи в решении авиакосмических проблем», Февральские чтения, (Баку, НАА, 2023).

**Nəşrlər.** Dissertasiya işinin materialları üzrə 64 elmi iş, o cümlədən 11 patent, 1 Avrasiya patent-ixtirası, 1-i ABŞ-ın, 2-i Avropanın patent ixtiralarının nəşrləri, 3-ü ABŞ, Avropa və Avrasiya patent ixtiraların verilməsinə dair müsbət qərar, 6 Beynəlxalq Əqli Mülkiyyət Təşkilatı üzrə patent ixtiraların nəşrləri, elmi jurnallarda 27 məqalə və 10-u beynəlxalq olmaqla 14 konfrans məruzələrinin tezisləri və materialları çap edilmişdir. 40 iş respublika daxilində, 24 iş isə xaricdə nəşr edilmişdir.

**Müəllifin şəxsi töhfəsi.** Dissertasiya işindəki əsas elmi müddəalar, nəzəri və təcrübi tədqiqatlar, kompüter modelləşdirilməsi, nəticələr və tövsiyələr müəllif tərəfindən müstəqil olaraq əldə edilmişdir. Bir sıra məsələlərin reallaşdırılması və onların tətbiqi Milli Aviasiya Akademiyasının əməkdaşları ilə birgə həyata keçirilmişdir.

Elmi məsləhətçilər Paşayev A.M., Qurbanov T.B. tərəfindən bir sıra elmi məsələlər qoyulmuşdur. Bütün həmmüəlliflərlə birgə alınmış nəticələrin analizi və müzakirəsi aparılmışdır.

**İşin strukturu və həcmi.** Dissertasiya işinin strukturu girişdən, beş fəsilədən, nəticələrdən, ədəbiyyat siyahısından ibarətdir. Həcmi əsas məzmunu əks etdirən 122 şəkil, 2 cədvəl və 402 addan ibarət ədəbiyyat siyahısı daxil olmaqla 295 çap vərəqindən ibarətdir.

## İŞİN MƏZMUNU

**Girişdə** baxılan problemin aktuallığı əsaslandırılmış, tədqiqatların məqsəd və istiqamətləri müəyyən edilmiş, elmi yenilik, işin praktiki əhəmiyyəti və müdafiəyə çıxarılan əsas elmi müddəaları göstərilmiş, dissertasiya işinin qısa xarakteristikası təqdim edilmişdir.

**Birinci fəsilə** uçuşların təhlükəsizliyi və etibarlılığının təmininin aktual problemlərinə, o cümlədən uçuşların təhlükəsizliyi sisteminin təkmilləşdirilməsinin əsas problemlərinə, ilkin informasiya və avtomatik idarəetmə sistemlərinin işlənməsinə baxılmışdır.

Uçuşların avtomatik idarəedilməsi sistemlərinin müasir vəziyyətinin analizi göstərir ki, bu sistemlərin etibarlılıq səviyyəsinin

artmasına təsir edən amillərdən biri ilkin informasiya mənbələri (İİM) kimi adlandırılan hava mühitinin müxtəlif parametrlərinin, pilotaj-naviqasiya parametrlərinin, o cümlədən uçuş parametrlərinin qəbulediciləri, sensorları və çeviriciləri arasında olan əlaqədir. İİM-in işlərinə qoyulan sərt tələblər kimi, onların bərkidilməsi, quraşdırılması, ilkin (və ya başlanğıc) sazlama məsələlərinin həlli üçün, həmçinin avtomatik qurğu və sistemlərin işlənməsi zərurəti aktualdır.

Müəyyən edilmişdir ki, müasir mərhələdə mülki və hərbi aviasiyada uçuşların təhlükəsizliyinin və etibarlılığının təmininin ən aktual məsələsi pilotların peşəkar səviyyələri ilə müəyyən edilən bir sıra amillərdən başqa, əhəmiyyətli dərəcədə təsirə malik avtomatik idarəetmə, informasiyanın alınması və əksolunmasının üsul və qurğuları ilə müəyyən edilən pilot və təyyarənin qarşılıqlı əlaqə məsələsidir.

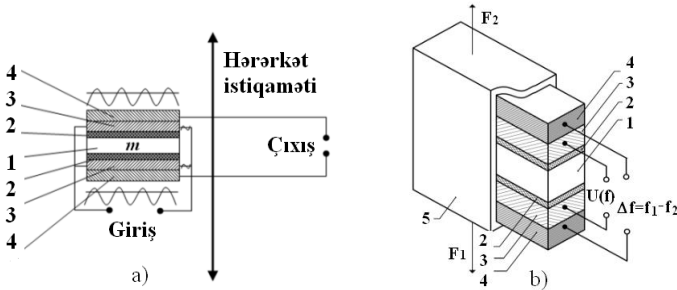
Bu məsələlər elə aktual və həyati vacibdir ki, onların həll olunması üçün kompleks yanaşma tələb olunur.

**İkinci fəsilə** çoxfunksiyalı pyezoelektrik akselerometrlərin (PEA) işlənməsi və tədqiqi ilə əlaqədar əsas məsələlər həll edilmiş, PEA-nın qurulmasının əsas prinsipləri göstərilmiş, yeni konstruktiv variantların hazırlanması zəruriliyini əsaslandırmaq məqsədilə mövcud olan və istismarda olan oxşar sensor və çeviricilərin müqayisəli analizinin nəticələri formalaşdırılmışdır.

Göstərilmişdir ki, yeni akselerometrlərin işlənməsinin başlıca məqsədi parazit mexaniki ötürmələrinin və onların konstruktiv elementlərinin sayının azaldılması hesabına bu qurğuların işinin etibarlılığının artırılması və kütlə-qabarit ölçülərinin kiçildilməsi təşkil edir. Yeni işlənmiş PEA-nın konstruksiyası və iş prinsipləri ardıcılıqla izah edilmişdir.

Bu məqsədə nail olmaq üçün ətalətli kütlə 1 və çevirici elementlər 3 arasında araqatı şəklində xüsusi elastiki elementlər 2 quraşdırılmaq şərti ilə ətalətli kütlə mərkəzdə yerləşdirilir. Pyezoelektrik həssas elementlər (PHE) 4 diferensial sxem əsasında qurulduğundan, faydalı signal kimi müvafiq tezliklər fərqiindən istifadə edilir (şəkil1). Diferensial mikromexaniki vibrasiyalı akselerometr öz gövdəsi 5 ilə nəzarət edilən obyekt üzərində

bərkidilir. Təcilli hərəkət zamanı ətalətli kütlə 1 yerdəyişməyə məruz qalır, məsələn, yerdəyişmə zamanı yuxarıdakı PHE 4-də rəqs tezliyi azalırsa, aşağıdakı PHE4-də rəqs tezliyi artır (və əksinə).



Şəkil 1. Diferensial mikromexaniki vibrasiyalı akselerometrin elementləri:  
1-ətalətli kütlə; 2-elastiki element (izolyasiya araqları);  
3-pyzeoelektrik çevirici; 4-pyzeoelektrik həssas elementlər; 5-gövdə

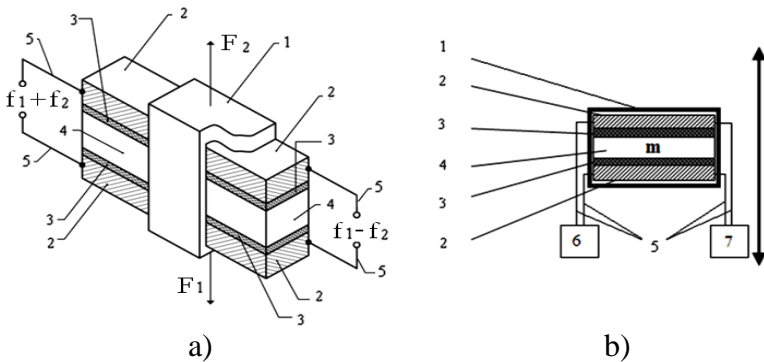
Yuxarıda qeyd edilən mühakimə əsasında məlum olmuşdur ki, eyni zamanda vibrasiya, yüklənmə, xətti təcil, həmçinin şaquli sürət və uçuş hündürlük parametrlərini ölçmək üçün PHE-yə malik ikikanallı pyzeoelektrik akselerometr (İPEA) yaratmaq mümkündür.

İPEA-nın prinsipial konstruktiv sxemi şəkil 2-də verilmişdir.

Hesablama sxemi vibrasiya və yüklənməni (xətti təcili) eyni anda ölçməyə imkan verir (şəkil 2b). Qeyri-stasionar obyektlərdə vibrasiyanı ölçmək üçün qurğu mühərrikin valının ön və arxa dayaqlarında quraşdırılır.

Təcil və ya yüklənmə olmadıqda  $f_1$  və  $f_2$  tezlikləri eynidir, onların fərqi isə sıfıra bərabərdir ( $f_1 - f_2 = 0$ ). Vibrasiyanı ölçmək üçün elektrodların 5 sol tərəfindəki çıxışı cəmləyici 6-ya, təcili ölçmək üçün isə elektrodların 5 sağ tərəfindəki çıxışı diferensiallayıcı 7-yə qoşulur.

Təcilli hərəkət zamanı ətalətli kütlə 4 aşağıya (və ya yuxarıya) yerdəyişməyə məruz qalaraq araqları 3 və pyzeoelektrik lövhə 2-yə  $ma$  qüvvə ilə təsir edir. Bu halda aşağı tərəfdəki pyzeoelektrik lövhə 2-də ətalətli kütlənin çəkisi, həmçinin rəqs tezliyi  $m(g+a)$  artır. Eyni zamanda yuxarı tərəfdəki pyzeoelektrik lövhə 2-də ətalətli kütlənin çəkisi, həmçinin rəqs tezliyi  $m(g-a)$  azalır.



Şəkil 2. İki kanallı pyezoelektrik sensorun prinsipial sxemi:

1-gövdə; 2-pyezoelektrik çeviricilər; 3-elastiki elementlər (izolyasiya araqatı); 4-ətalətli kütlə; 5-elektrodlar; 6-cəmləyici; 7-diferensiallayıcı

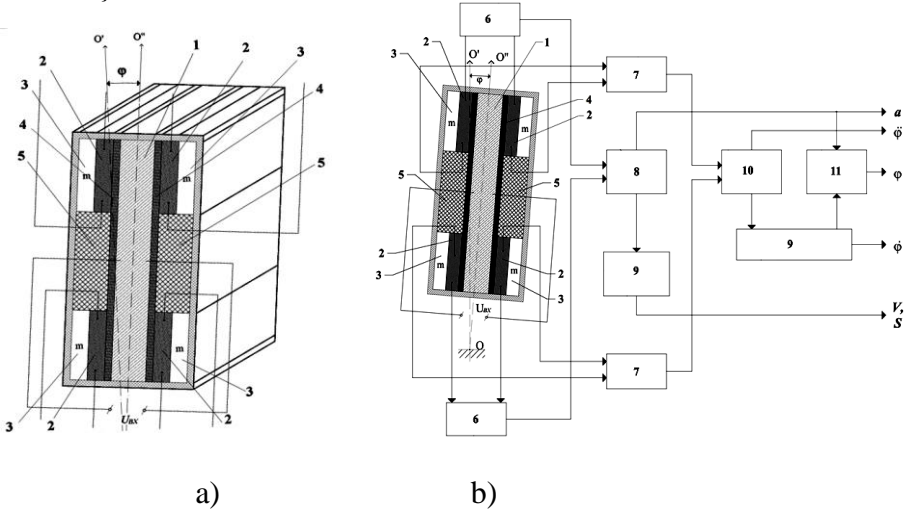
Cəmləyici 6 ilə vibrasiyanın, diferensiallayıcı 7 ilə tezliklər fərqi  $\Delta f = f_1 - f_2 \neq 0$  əsasında yüklənmə və ya xətti təcilin qiymətləri ( $a \sim f_1 - f_2 \neq 0$ ) ölçülür.

Bu fəsilə müasir inersial-naviqasiya sistemlərinin təkmilləşdirilməsi yollarının, həmçinin ilkin informasiya mənbələri kimi onların sensorlarının çatışmazlığının analizi əsasında bir sıra məsələlər formaləşdirilmişdir: müxtəlif parametrlərin paralel ölçülməsinin təmini (xətti və bucaq təcili, bucaq sürəti, bucaq vəziyyəti); xətti təcilin ölçülməsi diapazonunun artırılması; qravitasiya qüvvəsindən istifadə etməklə, maillik bucaqlarının korreksiyası (sazlanması).

Xətti və bucaq təcillərinə mütənasib olan belə yerdəyişmələri ölçmək üçün vahid konstruksiyanın yuxarı tərəfindəki iki ədəd PHE-nin (iki element xətti, iki element bucaq təcilləri üçün) dörd çıxışından və aşağı tərəfindəki iki ədəd PHE-nin dörd çıxışından, həmçinin iki müxtəlif ölçü kanalından (biri xətti, biri bucaq təcilləri üçün) istifadə etmək lazımdır (şəkil 3).

Yeni işlənmiş pyezoelektrik özüsazlanan girooskop-akselerometr (PÖGA) funksional xüsusiyyətinə görə informasiya-ölçmə texnikasına aid olub xətti və bucaq təcillərini, bucaq sürətini, müxtəlif təyinatlı dinamik obyektlərin maillik bucağını, bucaq vəziyyətlərini ölçmək

(onların korreksiya edilməsi də daxil olmaqla) üçün nəzərdə tutulmuşdur.



Şəkil 3. Pyzoelektrik özüsazlanan girokop-akselerometr (PÖGA):

a) konstruktiv sxem; b) ölçmə sisteminin funksional sxemi.

- a) 1-həyəcandırıcı pyzoelement (HPE); 2-pyzoelektrik həssas elementlər (PHE); 3-ətalətli kütlə; 4-elastiki araqatı; 5-məhdudlaşdırıcı. b) 6-təcilin müəyyən edilməsi bloku; 7-xətti təcillərin fərqi bloku; 8-xətti təcili formalaşdırın blok (hesablayıcı); 9-inteqrallayıcı; 10-bucaq təcilini formalaşdırın blok (hesablayıcı); 11-bucağın korreksiyası bloku

Təqdim edilmiş PÖGA-nın üstün xüsusiyyətləri aşağıdakılardan ibarətdir: eyni zamanda xətti, bucaq təcillərinin, həmçinin bucaq sürətinin ölçülməsi; ölçmə effektivliyinin yüksək olması; xətti təcilin böyük ölçmə diapazonuna malik olması; ölçülən maili bucaqların fasiləsiz və avtonom (özüsazlanma) korreksiya edilməsi.

Ümumiləşdirilmiş formada statik xarakteristik tənlik aşağıdakı kimidir:

$$U = \frac{1}{2} K_E m (g \pm a), \quad (1)$$

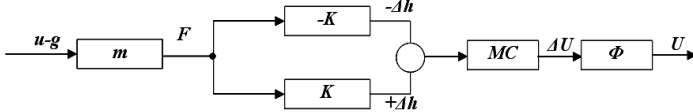
$K_E$  – sabit əmsal olub, aşağıdakı düsturla müəyyən edilir:

$$K_E = \frac{1}{1.776 \varepsilon \omega S k} \sqrt{\frac{(R_m X_a)^2 + (X_a^2)^2}{(R_m X_a^2)^2 + (R_m^2 X_a)^2}} E \quad (2)$$

$\varepsilon$ – elektrodlar arasındakı dielektrik nüfuzluğu;  $S$  – elektrodların aktiv sahəsi; PHE-nin əvəz sxeminin  $R_m$  – aktiv və  $X_a$  – reaktiv müqavimətləridir;  $\omega$ –EHQ-nin dairəvi tezliyidir.

Ölçmə sxeminin statik xarakteristikası olan (1) tənliyi PHE-nin əvəz sxeminə pyeoelektrik effektin tutum xarakterini nəzərə alır.

Ümumiləşdirilmiş koordinatlarda çarpaz rabitənin olmadığı şərt daxilində PEA-nın funksional sxemi verilmişdir (şəkil 4).



Şəkil4. Pyeoelektrik akselerometrin funksional sxemi:  $m$ –ətalətli kütlə (həssas element-HE);  $K$ –HE və pyeoelementlər arasındakı elastiki rabitə;  $MC$ –ölçmə hissəsinin körpü sxemi;  $\Phi$ –ikinci tərtibli süzğəç

PEA-nın ötürmə funksiyası (ÖF) aşağıdakı kimi təyin edilir:

$$W_a(s) = \frac{K_a}{a_0 s^4 + a_1 s^3 + a_2 s^2 + a_3 s + 1}, \quad (3)$$

burada:  $a_0 = T_f^2 T_m^2$ ;  $a_1 = 2(\xi_f T_f T_m^2 + \xi_m T_m T_f^2)$ ;  $a_2 = T_m^2 + T_f^2 + 4\xi_m T_m \xi_f T_f$ ;  $a_3 = 2(\xi_m T_m + \xi_f T_f)$ ;  $K_f = -(R_5 / R_3)$ ;  $\xi_f = 0.5C_4(R_4 + R_5 + (R_4 R_5 / R_3)) / \sqrt{R_3 R_4 C_3 C_4}$ ;  $T_m$ –HE-nin zaman sabiti;  $\xi_m$ – HE-nin nisbi dempferləmə əmsalı; ( $\omega_m = 1/T_m$ – HE-nin nisbi dempferlənməmiş rəqslərinin məxsusi tezliyi). Bu parametrlər üçün düsturlar:  $K_m = 1/G_0$ ;  $T_m = \sqrt{m/G_0}$ ;  $\xi_m = k_{dm} / (2m\omega_m)$ ;  $k_{dm} = \frac{2\mu a_m^3 b_m^3}{h^3(a_m^2 + b_m^2)}$ ;

$$K_a = \frac{1}{2} m K_{f m} \sqrt{\frac{(R_m X_a)^2 + (X_a^2)^2}{(R_m X_a^2)^2 + (R_m X_a)^2}} EX_{\Delta C m}$$

burada,  $G_m$ – HE-nin xətti yerdəyişmə istiqamətində elastiki rabitənin xətti sərtliyi;  $m$ –düzbucaqlı formaya malik ətalətli kütlə;  $a_m$  və  $b_m$  – müvafiq olaraq, HE-nin uzunluğu və eni ( $a_m \neq b_m$ );  $\kappa_{dm}$ – HE-nin mütləq dempferləmə əmsalı;  $\mu$ –dempferləyici mühitin dinamik özlülük əmsalı;  $h$ – dempferləyici mühitin qalınlığını təyin edən ölçü;  $K_a$ –ÖF-nin ümumi əmsalıdır.

Yüksək stabil həssaslığa malik işçi zonanın alınması üçün bütün ölçmə sxemi üçün normallaşdırılmış xarakteristik tənlikdən istifadə etmək qərarı verilmişdir:

$$64 \cdot T^4 \cdot s^4 + 64 \cdot T^3 \cdot s^3 + 32 \cdot T^2 \cdot s^2 + 8 \cdot T \cdot s + 1 = 0 \quad (4)$$

Süzgəcin  $\xi_f$  və  $T_f$  parametrlərinə nəzərən (3) və (4)-ün müvafiq əmsallarından təşkil edilmiş tənliyi həll etdikdən sonra, dinamik həssaslığın zəruri stabilliyini təmin edən bu parametrlərin qiymətlərini alırıq.

Verilmiş  $a_m=0.02m$ ;  $b_m=0.01m$ ;  $\rho_m=1786kg/m^3$ ;  $h=0.0001m$ ;  $\Delta h=10^{-8}m$ ;  $\mu=0.000125Ns/m^2$ ;  $G_0=2571N/m$ ;  $t_f=0.001s$ ;  $\xi_f=0,707$  misallar əsasında MATLAB proqram mühitində müvafiq hesabatların aparılması nəticəsində PEA-nın ötürmə funksiyası modelləşdirilmiş və aşağıdakı ədədi nəticələr alınmışdır:  $m = 0.011kg$ ;  $K_m= 3.8895e-004$  ;  $\xi_m =0.38$ ;  $\omega_m=1000000 rad/san$ ;  $K_{dm} = 4$ ;  $T_m=0,0018 san$ .

Xüsusi halda yuxarıdakı ədədi verilənlərdən istifadə etməklə alırıq:  $T_f = 7.1139 \cdot 10^{-2} T$ ;  $\xi_f = 2.842 \cdot T$ .

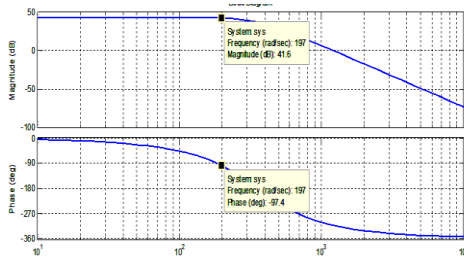
$T=0,001san$ ,  $T_f = 7.1139 \cdot 10^{-5} san$  və  $\xi_f = 0.0028$  şərtində PEA-nın ÖF aşağıdakı kimi yazılır:

$$W_a(s) = \frac{132.34}{64 \cdot 10^{-12} s^4 + 64 \cdot 10^{-9} s^3 + 32 \cdot 10^{-6} s^2 + 0.008s + 1} \quad (5)$$

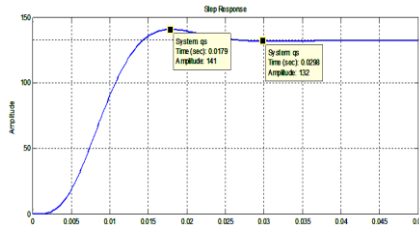
AFTX-dan görüldüyü kimi (şəkil 5a) dinamik həssaslıq 0-197rad/san diapazonunda stabildir, keçid prosesinin müddəti 0.035san, ifrat tənzimləmə  $\sigma=7\%$  təşkil edir (şəkil 5b).

Beləliklə, müəyyən edilmişdir ki, işçi sahənin stabil dinamik həssaslığa malik geniş tezlik diapazonuna malik olması üçün ikinci tərtibli aktiv süzgəcdən istifadə etmək lazımdır, keçid prosesinin texniki optimum şərtlərini təmin edən PEA-nın ÖF-nın sintezi üçün normallaşdırılmış xarakteristik tənlikdən istifadə üsulu ilk dəfə tətbiq edilmişdir.





a)

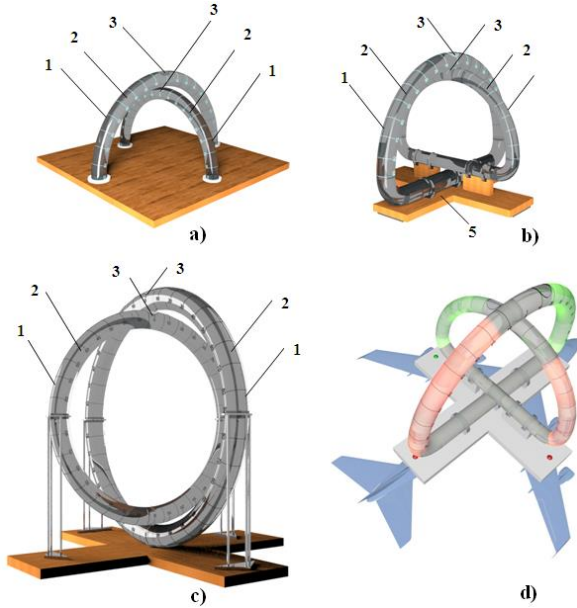


b)

Şəkil 5. (5) tənliyinin həlli nəticəsindən sonra alınmış qrafiklər:  
a) tezlik xarakteristikaları; b) texniki optimuma sazlanan süzgəcə malik PEA-nın keçid prosesi

İkinci fəsildə ilk dəfə olaraq uçuş heyətini böhran qiymətlərə malik kren və tanqaj qiymətləri haqqında xəbərdar edən, vizual və səs siqnalizasiyaları ilə təchiz edilmiş, daxilində PEA quraşdırılmış universal mayeli bucaqölçənin (kren və tanqaj bucaqları) konstruktiv variantı təklif edilmişdir (şəkil 6).

Universal mayeli bucaqölçən (UMB) bir neçə konstruktiv variantlarda təklif edilmişdir. Variantlardan birində UMB yarım dairəvi şəffaf borucuğa 1 malik olub, daxilində maye 2 və hava qovuqucuğu yerləşdirilir (şəkil 6a, b, c, d).



Şəkil 6. Universal mayeli bucaqölçənin konstruksiya variantları:  
a) düzbucaqlı əsasdə yerləşdirilmiş yarımdairəvi açıq borucuqlara malik ikioxlu bucaqölçən; b) xaçşəkilli əsasdə yerləşdirilmiş yarımdairəvi qapalı borucuqlara malik ikioxlu bucaqölçən; c) xaçşəkilli əsasdə yerləşdirilmiş dairəvi qapalı borucuqlara malik ikioxlu bucaqölçən; d) vizual və səs siqnalizasiyalarına malik avtonom kren və tanqaj bucaq göstəricisi

Şəkil 6d-də vizual və səs siqnalizasiyalarına malik avtonom kren və tanqaj bucaq göstəricisi verilmişdir. Sərbəst düşmə təcili sıfıra yaxınlaşdıqda, şkalaya nəzərən hava qovucuları müvafiq kren və tanqaj bucaqlarını əks etdirə bilmir.

Bu çatışmazlıq elektrik ölçmələri və siqnalizasiyaları ilə kompensasiya edilir, belə ki, ölçmə qurğusu UMB və kren və tanqaj bucaqlarını elektrik siqnallarına çevirən konstruksiyanın əsasında quraşdırılmış mikromexaniki akselerometrlərdən ibarətdir. Elektrik siqnallar əsasında elektrik ölçmələr aparılaraq HG-nin kren və tanqaj bucaqlarının böhranlı qiymətləri siqnalizasiya edilir.

HG böhranlı kren və tanqaj bucaqlarına çatdıqda (məsələn, böhranlı sağ kren və böhranlı yüksəlmə) elektrik siqnallarının və məntiqi elementlər vasitəsilə HG-ni qəza vəziyyətli fəza bucaq

vəziyyətindən mühafizə etmək məqsədi ilə uçuş heyətini xəbərdar edən korreksiyaedici xüsusiyyətə malik vizual işıq-diodlu və səs siqnalizasiyaları işə qoşulur (şəkil 6d).

İşıq-diodlu siqnalizasiya məsləhət görülməyən böhranlı bucağı qırmızı işıqla, məsləhət görülmən bucağı isə yaşıl işıqla işıqlandırır. Eyni zamanda, mikromexaniki akselerometrlerin siqnalları əsasında audio siqnalizasiya (məsələn, Turn pitch down – burunu aşağı endir, Turn left wing down - sol tərəf qanadı aşağı endir) işə qoşulur.

**Üçüncü fəsil**də kompleks RHSS işlənməsi ilə bağlı olan məsələlər həll edilmişdir, və bu məqsədlə HG-nin müasir RHSS-nin tipik nümunələrinin müqayisəli analizi aparılmış və bu sistemlərin təkmilləşdirilməsinin zəruriliyi əsaslandırılmışdır. Buradan belə qənaətə gəlmək olar ki, müasir RHSS-in kifayət qədər yüksək texnoloji səviyyəyə malik olmasına baxmayaraq, xüsusilə kren, tanqaj, vurnuxma bucaqları və yan sürət kimi hava və pilotaj-naviqasiya parametrlərinin daha etibarlı və dəqiq ölçülməsi problemləri hələ də mövcuddur. Buna bənzər çoxfunksiyalı RHSS-nin işlənməsi uçuşun və hava mühitinin cari şəraitlərində HG-nin bort idarəetmə sistemini əlavə informasiya kanalları ilə təmin etməyə imkan verə bilərdi ki, bu da yerüstü və kosmik navigasiya təminatı sistemlərinin olmadığı şəraitlərdə HG-nin uçuşlarını idarə edərkən müvafiq informasiyaların etibarlılığının və doğruluğunun artmasına şərait yaradardı.

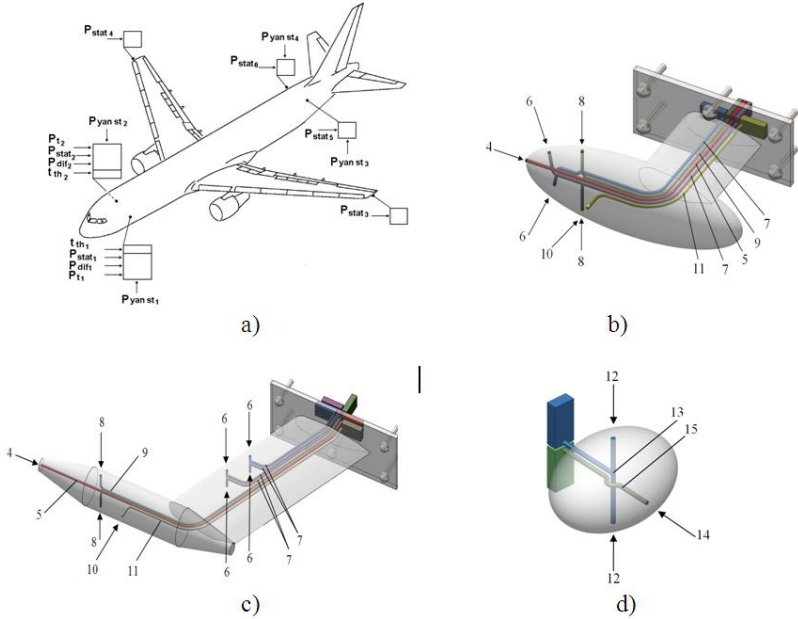
Bu məqsədlə, hava təzyiqli qəbuledicilərindən mənimsənilən siqnallar əsasında kren, tanqaj, vurnuxma bucaqları və yan sürəti parametrlərini ölçən kompleks RHSS-nin yaradılması ilk dəfə olaraq təklif edilmiş və kompüter modelinin simulyasiyası yerinə yetirilmişdir.

Şəkil 7-də hava təzyiqli qəbuledicilərinin yerləşdirilməsinin işlənməmiş sxemi verilmişdir. Təklif edilən kompleks RHSS cari müddətdə fəaliyyət göstərən sistemlərin modifikasiya olunmuş element bazası əsasında, təzyiqli qəbuledicilərinin sayının artırılmasını əsaslandırmaqla formalaşdırılmışdır.

Hava parametrləri qəbulediciləri (şəkil 7a) altı konstruktiv nöqtələrdə yerləşdirilmişdir: HG-nin füzelyajının ön hissəsinin sol və sağ tərəflərində, həmçinin qanadın sol və sağ tərəflərinin ucunda.

Onlardan hər biri statik təzyiq ( $P_{stat1}, P_{cm6}$ ), füzelyajın ön və arxa hissələrində quraşdırılan qurğularda isə əlavə olaraq yan statik təzyiq ( $P_{yanst1}, P_{yanst4}$ ) qəbulediciləri ilə təchiz edilmişdir.

Füzelyajın ön hissəsində quraşdırılan qurğular tam təzyiq ( $P_{t1}, P_{t2}$ ), diferensial təzyiq ( $P_{dif1}, P_{dif2}$ ) qəbulediciləri və xarici hava mühitinin temperaturunu ( $t_{th1}, t_{th2}$ ) ölçən sensorlarla təchiz edilmişdir



Şəkil 7. Kompleks RHSS: a) RHSS və təzyiq qəbuledicilərinin yerləşmə sxemi; b) və c) tam, statik, diferensial, yan statik təzyiq qəbuledicilərinin konstruktiv sxemləri; d) statik və yan statik təzyiq qəbuledicilərinin sxemi

Şəkil 7 b-d-də hava təzyiqi qəbuledicilərinin işlənmiş sxemləri təqdim edilmişdir. Füzelyajın ön hissəsində yerləşdirilən dörd dəst smart qəbuledici (1 tam təzyiq, diferensial təzyiq, statik təzyiq, yan statik təzyiq qəbulediciləri), iki ədəd havanın tam temperatur sensorundan 2, dörd dəst smart qəbuledici 3 (statik təzyiq, yan statik təzyiq qəbulediciləri), həmçinin dörd ədəd hava siqnalları kompüterini kompleks RHSS-nin əsasını təşkil edir (şəkil 7a).

Şəkil 7b-də böyük olmayan hücum bucaqlarında manevr edən UA üçün, şəkil 7c-də isə böyük hücum bucaqlarında manevr edən

UA üçün nəzərdə tutulmuş havanın təzyiq qəbuledicilərinin sxemi əks olunmuşdur. Təzyiq qəbulediciləri tam təzyiq qəbuledicidən 4, onun boru xətti 5 və buzlaşma əleyhinə qızdırıcıdan ibarətdir.

Qanadın uc tərəflərində quraşdırılmış təzyiq qəbulediciləri statik təzyiq qəbuledici 12, onun boru xətti 13 və buzlaşma əleyhinə qızdırıcıdan, yan statik təzyiq qəbuledicisi 14, onun boru xətti 15 və buzlaşma əleyhinə qızdırıcıdan ibarətdir.

Pilotaj-naviqasiya parametrləri haqqında informasiyanın alınması üçün məntiqi alqoritmlər qurulmuş və kompüter modelinin simulyasiyası yerinə yetirilmişdir.

HG-nin kreni ilə bağlı olan fəzada hərəkət zamanı qanadın uc tərəflərində quraşdırılmış təzyiq qəbuledicilərinin ( $P_{st3}$ ,  $P_{st4}$ ) çıxış siqnallarından istifadə etmək lazımdır. Krenin qiyməti bu siqnalların fərqi ilə müəyyən edilir. Tanqaj bucağının müəyyən edilməsi üçün füzelyajın ön və arxa hissələrində statik təzyiq qəbuledicilərinin ( $P_{st5}$ ,  $P_{st1}$ ) və ( $P_{st6}$ ,  $P_{st2}$ ) çıxış siqnallarının fərqiindən istifadə etmək lazımdır. Vurnuxma ilə yanaşı UA-nın yan sürətini ölçərkən yan statik təzyiq qəbuledicilərinin ( $P_{yanstat3}$ ,  $P_{yanstat1}$ ) və ( $P_{yanstat2}$ ,  $P_{yanstat4}$ ) siqnallarının fərqiindən istifadə etmək lazımdır.

Yuxarıda qeyd olunanlar əsasında kompleks RHSS iş alqoritmini aşağıdakı kimi şərh etmək olar:

### 1. Kren bucağının təyin edilməsi:

*əgər:*  $U(P_{st4}) = U(P_{st3})$  *onda:*  $U_{\gamma} = 0$ , *və ya:*  $U_{\gamma} = |(U(P_{cm4}) - U(P_{cm3}))|$ ;  
*və onun işarəsi:* *əgər:*  $U(P_{st3}) < U(P_{st4})$  *onda:*  $\dot{I}\dot{S}AR\dot{\Theta}(U_{\gamma}) = \text{müsbət}$ ,  
*və ya əgər:*  $U(P_{st3}) > U(P_{st4})$  *onda:*  $\dot{I}\dot{S}AR\dot{\Theta}(U_{\gamma}) = \text{mənfi}$ .

### 2. Tanqaj bucağının təyin edilməsi:

*əgər:*  $U(P_{st5}) = U(P_{st1})$  *və*  $U(P_{st6}) = U(P_{st2})$  *onda:*  $U_{\theta} = 0$ , *və ya:*  
 $U_{\theta} = |(U(P_{st5}) - U(P_{st1}))| = U_{\theta} = |(U(P_{st6}) - U(P_{st2}))|$ ;  
*və onun işarəsi:* *əgər:*  $U(P_{st1}) < U(P_{st5})$  *və ya:*  $U(P_{st2}) < U(P_{st6})$  *onda:*  
 $\dot{I}\dot{S}AR\dot{\Theta}(U_{\theta}) = \text{müsbət}$ , *və ya əgər:*  $U(P_{st1}) < U(P_{st5})$  *və ya*  $U(P_{st2}) > U(P_{st6})$   
*onda:*  $\dot{I}\dot{S}AR\dot{\Theta}(U_{\theta}) = \text{mənfi}$ .

### 3. Vurnuxma bucağının təyin edilməsi:

*əgər:*  $U(P_{yansf4}) = U(P_{yansf1}) = U(P_{yansf2}) = U(P_{yansf3})$ ; və

$U(P_{yansf4}) = U(P_{yansf3}) = (P_{yansf2}) = (P_{yansf1}) = 0$  *onda:*  $U_{\psi} = 0$ , və *ya:*

$U_{\psi} = f(\left| (U(P_{yansf4}) + U(P_{yansf1})) \right|) = U_{\psi} = f(\left| (U(P_{yansf3}) + U(P_{yansf1})) \right|)$ .

və *onun işarəsi:* *əgər:*  $U(P_{yansf4}) = U(P_{yansf1})$  və  $U(P_{yansf1}) < U(P_{yansf3})$  və

*ya:*  $U(P_{yansf3}) = U(P_{yansf2})$  və  $U(P_{yansf4}) < U(P_{yansf2})$  *onda:*  $\dot{I}\dot{S}AR\Theta(U_{\psi}) = müsbət$ , və

*ya:*  $\dot{I}\dot{S}AR\Theta(U_{\psi}) = mənfı$ .

#### 4. Yan sürətin təyin edilməsi:

*əgər:*  $U(P_{yansf1}) = U(P_{yansf3}) \neq 0$ , və  $U(P_{yansf2}) = U(P_{yansf4}) = 0$ , və *ya*

$U(P_{yansf1}) = U(P_{yansf3}) = 0$ , və  $U(P_{yansf2}) = U(P_{yansf4}) \neq 0$  *onda:*

$U_V = f(U(P_{yansf2}), U(P_{yansf4}))$ , və *ya:*  $U_V = 0$ ;

və *onun işarəsi:* *əgər:*  $U(P_{yansf1}) > U(P_{yansf2})$  və *ya:*  $U(P_{yansf3}) > U(P_{yansf4})$  *onda:*

$\dot{I}\dot{S}AR\Theta(U_V) = müsbət$ , və *ya* *əgər:*  $U(P_{yansf1}) < U(P_{yansf2})$  və  $U(P_{yansf3}) < U(P_{yansf4})$

$\dot{I}\dot{S}AR\Theta(U_V) = mənfı$ .

Bu alqoritmlər əsasında kompleks RHSS-nin ümumiləşdirilmiş funksional sxemi, həmçinin bucağın istiqamətini təyin edən altsistemin modeli tərtib edilmişdir.

Kompleks RHSS-nin işinin nəzəri əsasları verilmiş və keyfiyyət parametrlərini müəyyən edən kompüter modeli tərtib edilmişdir.

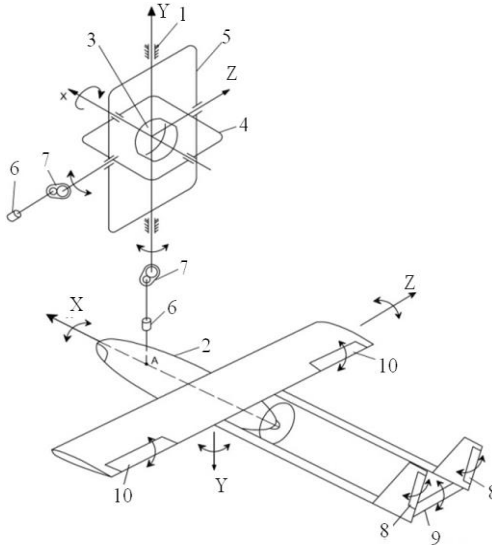
**Dördüncü fəsilə** ətalət momenti tənzimlənən girokopik stabilizasiya sisteminin statik və dinamik xüsusiyyətləri ilə əlaqəli olan məsələlərə baxılmış və həll edilmişdir.

Bu məqsədlə fəslin əvvəlində pilotsuz uçuş aparatlarının (PUA) uçuşunun stabilizasiya sistemlərinin ümumi məsələlərinə baxılmış və girokopik effekt əsasında işləyən PUA-nın stabilizasiyasının və manevr qabiliyyətinin yüksəldilməsi üsulu və qurğusunun tətbiqi əsaslandırılmışdır.

Ətalət momenti tənzimlənən girokopik stabilizasiya sisteminin (ƏMT GSS) məqsədi PUA-nın uçuş sürətini artırmadan küləyə və turbulentiyyə qarşı həssaslığı azaltmaqla, uçuşun dayanıqlığını təmin etmək və eyni zamanda manevr qabiliyyətini artırmaq təşkil edir. Bunun üçün girokopik qurğunun PUA-nın kütlə mərkəzinə nəzərən vintin əks tərəfində quraşdırılması təklif edilir. Girokopik qurğu

vintlə eyni oxda yerləşdirilməlidir, giroskopun rotorunun fırlanması vintin fırlanmasının əksi istiqamətində olmalıdır (şəkil 9).

Yüksək kinetik momentə malik qurğunun küləyə və turbulentiyyə qarşı həssaslığı azalmaqla, uçuşun dayanıqlığı artır. Uçuş trayektoriyasının idarə edilməsi üçün giroskopun rotorunun fırlanma oxu fırlanan çərçivədə yerləşən elektrik mühərrikləri (stabilizasiya və moment mühərrikləri) ilə elə istiqamətdə dönməyə məruz qalır ki, yaradılan giroskopik moment PUA-nın dönmə istiqaməti ilə üst-üstə düşsün.



Şəkil 9. Ətalət momenti tənzimlənən giroskopik stabilizasiya sisteminə malik PUA  
 1-giroskopun gövdəsi, 2-füzelyaj, 3-giroskop, 4-daxili çərçivə, 5-xarici çərçivə, 6-elektrik mühərriki (stabilizasiya və moment mühərriki), 7-reduktor, 8-istiqamət sükanı, 9-hündürlük sükanı, 10-eleronlar

Giroskopun 1-gövdəsi PUA-nın 2-füzelyajının daxilində vintlə eyni oxda sərt olaraq mümkün qədər PUA-nın uc nöqtəsinə yaxın hissədə A nöqtəsində quraşdırılır. Vintin əksi istiqamətində yüksək sürətlə fırlanan giroskopun 3-rotoru dönə bilən (aşağı və ya yuxarı) 4-daxili çərçivədə quraşdırılır.

Daxili çərçivə giroskopun gövdəsinə nəzərən sola və ya sağa dönmə bilən 5-xarici çərçivədə yerləşdirilir. Xarici çərçivədə daxili çərçivənin fırlanma oxunu fırlada bilən 6-elektrik mühərriki (stabilizasiya və moment mühərriki) və 7-reduktoru quraşdırılmışdır.

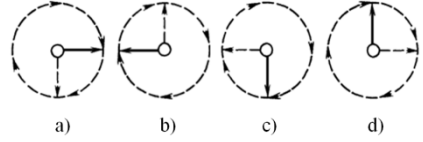
Məsələn, əgər giroskopun rotoru saat əqrəbi istiqamətində (vintin əksi istiqamətində) fırlanarsa, elektrik mühərriki və reduktoru vasitəsilə daxili çərçivə yuxarıya doğru hərəkət edilərsə, yaranmış giroskopik moment PUA-nı sağa, aşağıya doğru hərəkət etdirərsə, PUA-nı sola döndərməklə 8-istiqamət sükanlarının yaratdığı (xüsusilə aşağı uçuş sürətlərində) vurnuxma effektivliyini kifayət qədər artıracaqdır.

Giroskopun gövdəsində xarici çərçivənin fırlanma oxunu fırlada bilən 6-elektrik mühərriki (stabilizasiya və moment mühərriki) və 7-reduktoru PUA-nın tanqaj üzrə stabilizasiyasını və ya dönmə momentini təmin edir.

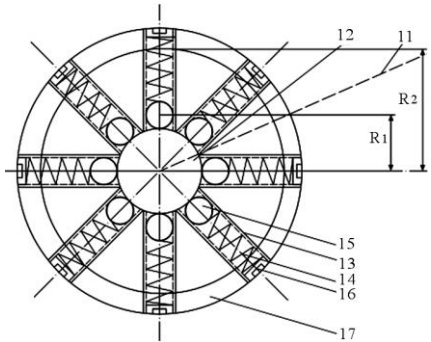
Şəkil 10-da saat əqrəbi istiqamətində fırlanan giroskopun rotorunun (vint arxa tərəfdə, girokop isə ön hissədə quraşdırılırsa) fırlanma

müstəvisini dəyişməklə yaradılan idarəetmə momentlərinin (giroskopik momentlərin) istiqamətləri verilmişdir.

Giroskopun rotorunu sağa hərəkət etdirdikdə giroskopik moment PUA-nı aşağı (şəkil 10a), giroskopun rotorunu sola hərəkət etdirdikdə giroskopik moment PUA-nı yuxarı istiqamətləndirir (şəkil 10b). Giroskopun rotorunu aşağıya hərəkət etdirdikdə giroskopik moment



Şəkil 10. Saat əqrəbi istiqamətində fırlanan giroskopun rotorunun fırlanma müstəvisini dəyişməklə yaradılan idarəetmə (giroskopik) momentləri: a) giroskopun rotoru sağa; b) sola; c) aşağı; d) yuxarıya doğru hərəkət etdirildikdə



Şəkil 11. Ətalət momenti tənzimlənən rotorlu girokop: 11-ox; 12-daxili disk; 13-yönəldici borular; 14-yaylar; 15-ağır metaldan hazırlanmış kürəciklər; 16-tənzimləyici vintlər; 17-xarici disk.



PUA-nı sola (şəkil 10c), giroskopun rotorunu yuxarıya hərəkət etdirdikdə girokopik moment PUA-nı sağa istiqamətləndirir (şəkil 10d). Bu girokopik idarəetmə momentləri 8-istiqamət sükanlarının və 9-hündürlük sükanının yaratdıqları aerodinamik momentlərin üzərinə gələrək (toplanaraq) PUA-nın manevr qabiliyyətinin çevikliyinə artmasına səbəb olur.

Ətalət momenti tənzimlənən giroskop (şəkil 11) 11-oxdan, 12-daxili diskdən, 13-yönəldici borulardan, 14-yaylardan, 15-kürəciklərdən, 16-tənzimləyici vintlərdən və 17-xarici diskdən ibarətdir. Rotor 11-ox üzərində 12-daxili diskdən, 13-yönəldici borulardan, onun daxilində yerləşən 14-yaylardan, oxun fırlanma sürətindən asılı olaraq yönəldici boruların daxilində hərəkət edən və rotorun dinamikliyini artıran 15-kürələrdən, balanslaşma üçün nəzərdə tutulan 16-tənzimləyici vintlərdən təşkil edilmişdir. Yönəldici borular radius boyunca 17-xarici diskə bərkidilmişdir. Rotorun oxu sürəti tənzimlənən elektrik mühərriki ilə fırladılır (sxemdə göstərilməyib).

Ətalət momenti tənzimlənən rotorun işə düşmə anında (fırlanma başlayanda) yayların təsiri ilə  $m$  kütləyə malik kürələrin radiusun mərkəzinə yaxın  $R_1$  məsafədə yerləşməsinə görə kürələrin yaratdığı  $J$  ətalət momentinin minimum olması ( $J = mR_1^2$ ) giroskopun işə düşmə müddətini sürətləndirir.

Rotorun fırlanma tezliyi artdıqca kürələrin xarici diskin yaxınlığındakı  $R_2$  məsafədə yerləşməsinə görə idarəedici girokopik moment, həmçinin rotorun əks reaksiya və kinetik momentlərinin maksimum olması nəticəsində ( $J = mR_2^2$ ) PUA-nın uçuşunun dayanıqlığı artır.

Rotorun cəld sürətlənməsi və tormozlanması əks reaksiya momentinin idarə olunmasına səbəb olaraq PUA-nın kren üzrə idarə edilməsi zamanı istifadə edilir.

Fundamental nəzəri ədəbiyyatların əsasında ətalət momenti tənzimlənən girostabilizator üçün riyazi tənliklər tərtib edilmişdir:

$$J = J_1 + J_2 + J_3 + J_4, \quad (6)$$

burada  $J$  – ümumi və ya tam ətalət momenti;  $J_1$  – kürəciklərin ətalət momenti;  $J_2$  – daxili diskin ətalət momenti;  $J_3$  – silindrik yönəldicilərin ətalət momenti;  $J_4$  – xarici diskin ətalət momenti.

İş prinsipinə əsasən, qurğunun ətalət momenti aşağıdakı təşkilədicilərdən ibarətdir:  $J = J_0 + J(t, R)$ , burada  $J_0$  – onun sabit  $J_0 = J_2 + J_3 + J_4, J(t, R)$  – isə dəyişən təşkilədiciləridir.

Parametrin tənzimləmə diapazonunun təyini prinsipindən,  $D$  tənzimləmə diapazonu:

$$D = \frac{J_{\max}}{J_{\min}} = \frac{J(t)_{\max} + J_0}{J(t)_{\min} + J_0}, \quad (7)$$

və ya:

$$\frac{J(t)_{\max}}{J(t)_{\min}} - D = \frac{J_0}{J(t)_{\min}}(D - 1), \quad (8)$$

Verilmiş qurğunun həndəsi ölçülərdən, həmçinin əsas konstruktiv elementlərinin sıxlığından asılı olan ətalət momentinin tənzimləmə diapazonunun formalaşdırılması qanunauyğunluğunu təyin edən düstur alınmışdır.

(8) ifadəsi verilmiş şərtlər daxilində aşağıdakı kimidir:

$$\frac{I}{(D-1)(b+1)^2} - \frac{D}{D-1} = \left[ \frac{3(I+\delta)\rho_2 b^4}{4n\rho_1(b+1)^2} + \frac{\rho_2 a^3 \delta(\delta+2)}{4\rho_1(b+1)^2} + \frac{(I+\delta)\rho_2(a+b-1,2607)}{4n\rho_1(b+1)^2} \right], \quad (9)$$

(9) düsturunda

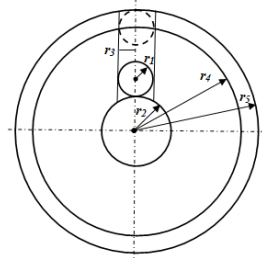
$$a = \frac{l_3}{r}; \quad b = \frac{r_2}{r}; \quad c = \frac{l_2}{r} = \frac{l_4}{r}; \quad r_{31} = r; \quad r_{32} = (I+\delta)r \quad \forall \quad c = 2(I+\delta). \quad (10)$$

Burada  $a, b, c$ , həndəsi parametrlərin kürəciyin radiusuna nəzərən misilləridir;  $r$  – kürəciyin radiusu;  $\rho_1, \rho_2$  – kürəciyin və qurğunun digər hissələrinin radiuslarıdır;  $l_2, r_2$  – daxili diskin eni və radiusudur;  $l_3, r_3, \delta$  – kürəciyin silindrik yönəldici borusunun uzunluğu, daxili radiusu və qalınlığıdır;  $l_4$  – xarici diskin eni,  $r_4, r_5$  – daxili və xarici radiuslarıdır (şəkil 12).

İfadənin riyazi və fiziki mənaya malik olması üçün zəruri şərt qəbul edilmişdir:

$$a = (b+1)\sqrt{D} - b. \quad (11)$$

Əgər  $a$  əmsalı (11) düsturu ilə müəyyən edilən qiymətə malik olarsa, onda (9) ifadəsinin sağ tərəfi sıfıra bərabər olar. Beləliklə,  $\rho_1$ ,  $\rho_2$ ,  $n$  və  $D$ -nin verilmiş qiymətində yönəldici  $\delta_0=f(b)$  tənliyinin həlli müəyyən edilmişdir.  $\delta_0$  – silindrik yönəldici borunun minimal qalınlığı olub (9) tənliyinin fiziki mahiyyətini təmin edir.



Şəkil 12. Əsas həndəsi parametrlərin sxemi

Yuxarıda qeyd edilən nəzəri tədqiqatların əsas elmi nəticəsi ondan ibarətdir ki, ilk dəfə olaraq oxşar mexanizmlər üçün, digər parametrlərin sabitliyi və diametral ölçülərin mütənasibliyi şərtində, həndəsi ölçülərdən biri ilə ətalət momentinin tənzimləmə diapazonu arasında asılılığı müəyyən edən riyazi ifadə təyin edilmişdir.

ƏMT qurğunun dinamikasını tədqiq etmək üçün diferensial tənlik tərtib edilmiş və rotorun işəsalma, sürətinin tənzimlənməsi və tormozlanması zamanı dinamik proseslərə təsir edə biləcək müxtəlif parametrlər nəzərə alınmaqla, keçid proseslərinin analizi aparılmışdır.

Məlum olduğu kimi, belə hərəkəti ikinci tərtibli diferensial tənliklə təsvir etməkmümkündür:

$$m_1 \frac{d^2 r(t)}{dt^2} + C \frac{d r(t)}{dt} + kr(t) = mR\omega^2. \quad (12)$$

Burada  $m_1$ –kürəciyin kütləsi;  $k$ –kürəcik-yay sisteminin sərtlik əmsalı;  $C$ –yayın elastiklik əmsalı;  $R$ –xarici diskin xarici radiusu;  $\omega$ – qurğunun fırlanmasının bucaq sürətidir.

Kürəciyin məxsusi hərəkətinin rəqsi təşkeledicilərinin təsirinin qarşısını almaq üçün aşağıdakı şərt ödənilməlidir:

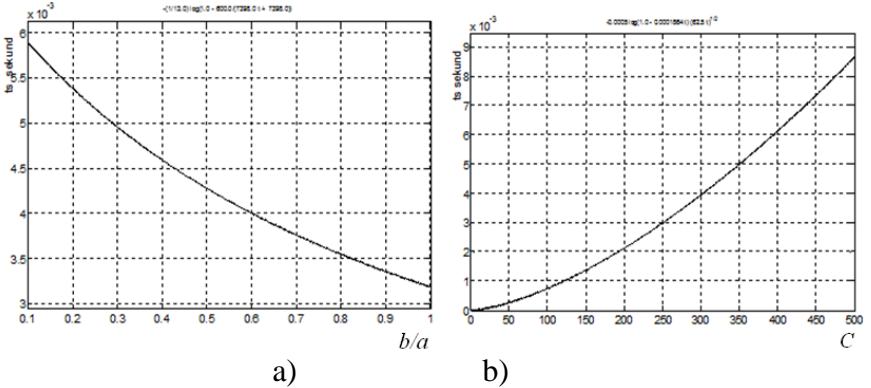
$$D > \sqrt{C^2 - 4km_1} \quad \text{və ya} \quad C = 2\sqrt{km_1}.$$

Keçid prosesi bitdikdən sonra kürəcik  $l_3=ar$  məsafəsini qət edərək kənar vəziyyətə malik olacaq.

Tənliyi həll etməklə, kürəciyin mərkəzdən ən uzaq məsafənin qət edilməsinin  $t_s$  zamanı müəyyən edilir:

$$t_s = -\sqrt{\frac{k}{m_1}} \ln \left( 1 - \frac{2ak}{m(a+b)\omega^2} \right). \quad (13)$$

(13) ifadəsi əsasında keçid prosesləri müddətinin qurğunun diametral ( $a, b$ ) ölçülərindən və yayın elastiklik əmsalından asılılıq qrafikləri verilmişdir (şəkil 13a,b).



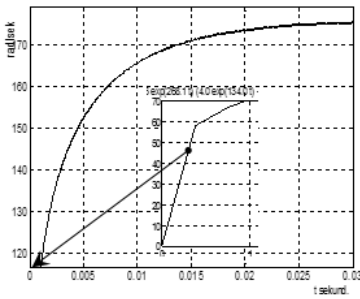
Şəkil 13. Keçid prosesləri müddətinin müxtəlif parametrlərdən asılılıq qrafikləri: a) diametral ölçülərdən; b) yayın elastiklik əmsalından

Sonra ƏMT girostabilizator üçün moment tənliyi tərtib edilmişdir.

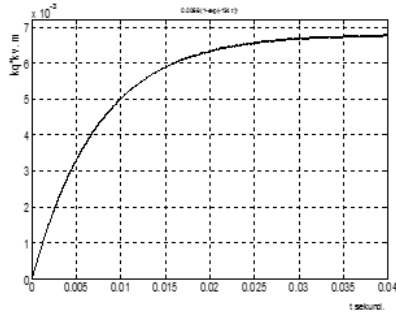
$$m_t \left( \frac{m(a+b)r\omega^2}{k} \left( 1 - e^{-\sqrt{\frac{k}{m_t}} t_s} \right) \right)^2 \frac{d\omega}{dt} = M \quad (14)$$

Diametral ölçülərdən və rotorun materiallarının sıxlıqları nəzərə alınmaqla və statik modelin formalaşması zamanı həmin verilənlərdən istifadə etməklə (14) tənliyi həll edilmiş və keçid prosesləri qurulmuşdur (şəkil 14a,b).

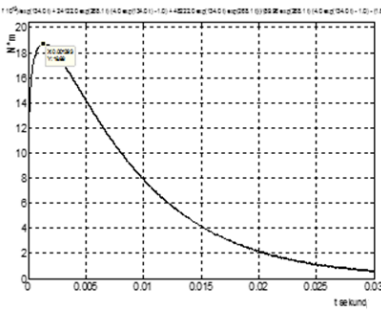
MATLAB Funtool paketindən istifadə etməklə  $\omega=f(t)$  əyrisinin qrafiki diferensiallaması yolu ilə burucu momentin dəyişməsi və sərf olunan gücün əyriləri qurulmuşdur (şəkil 14b). Beləliklə,  $M=f(t)$  əyrisi (şəkil 14c) qurulmuşdur. Məlum olduğu kimi,  $M=f(t)$  və  $\omega=f(t)$ -nın hasili sərf olunan  $P=f(t)$  gücü verir (şəkil 14d).



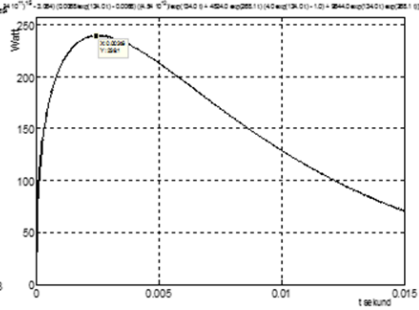
a)



b)



b)



d)

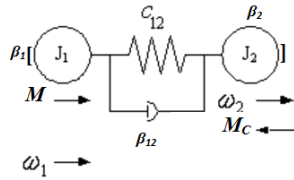
Şəkil 14. Ətalət momenti tənzimlənən giroskopik qurğunun dinamik xarakteristikaları: a) fırlanmanın keçid prosesi əyrisi; b) ətalət momentinin keçid prosesi əyrisi; c) burucu momentin keçid prosesi əyrisi; d) gücün dəyişməsi əyrisi

Mexaniki sistemin ikikütləli modeli (MS İM) əsasında ətalət momenti tənzimlənən girostabilizatorun dinamik riyazi modeli işlənmiş, kompüter modelləri qurulmuş və ətalət momenti tənzimlənən dinamik xarakteristikalar qurulmuşdur.

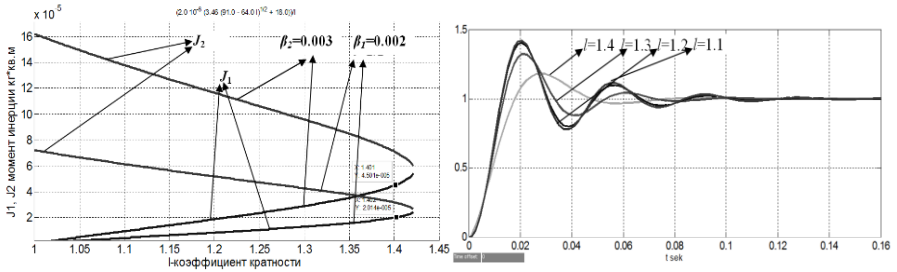
Şəkil 15-də göstərilmiş MS İM sxemində:  $J_1$ ,  $\omega_1$ ,  $\beta_1$  – müvafiq olaraq stabilizasiya edən mühərrikin ətalət momenti, fırlanmasının bucaq sürəti, rotorun sürtünmə əmsalı;

$J_2, \omega_2, \beta_2$  – giroskopun çərçivəsinin ətalət momenti, fırlanmasının bucaq sürəti, sürtünmə əmsalı;  $c_{12}$  – mühərrikin rotoru və çərçivə arasındakı mexaniki ötürmənin sürtünmə əmsalı;  $\gamma$  – kütlələrin nisbəti əmsalı;  $\alpha$  – kökün həqiqi hissəsi;  $M$  – mühərrikin burucu momenti,  $M_c$  – müqavimət momentidir ( $J_1 = const$  və  $J_2 = const$ ).

MS İM mexaniki keçiricilik üçün  $\beta_1=\beta_2=\beta_{12}=\beta$  (qeri-xəttilik faktorunun qarşısını almaq üçün  $\beta$  kəmiyyəti kifayət qədər az qiymətə malikdir) şərti daxilində ÖF məlum tənlikləri əsasında ilk dəfə olaraq optimal keçid proseslərinin alınması üçün texniki optimum şərtindən istifadə etməklə “stabilizasiya edən mühərrik-giroskopun çərçivəsi” sisteminin tədqiq edilməsi təklif edilmişdir. Bu zaman əsas məqsəd MS İM keçiriciliyi üçün ötürmə funksiyasının məxrəcəsinə daxil olan karakteristik tənliyin normallaşmasını təmin edən zəruri parametrlərin nisbətinin təyin edilməsi təşkil edir.



Şəkil 15. Mexaniki sistemin iki kütləli modeli



a)

b)

Şəkil 16. Kompüter simulyasiyasının osilloqramları:

- a)  $\beta_1=0.002$  və  $\beta_2=0.003$  sürtünmə əmsalının qiymətlərində çərçivənin  $J_2=f(l)$  və stabilizasiya edən mühərrikin rotorunun  $J_1=f(l)$  ətalət momentlərinin  $l$  adsız kəmiyyətdən asılılıq ayrıləri; b) misil əmsalının müxtəlif qiymətlərində keçid prosesləri

Xarakteristik və normallaşmış tənliklərin əmsallarını uyğunlaşdırdıqdan sonra alınmışdır:

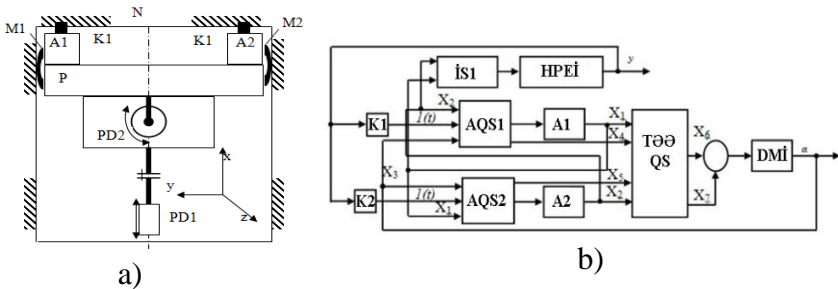
$$\begin{cases} J_1 + J_2 = 4T\beta \\ J_1 J_2 = 4T^2 \beta^2 \\ C_{12} = \frac{2\beta}{T} = \frac{J_1 + J_2}{2T^2} \end{cases}, \quad (15)$$

burada:  $J_1 = J_2$  .

Ədədi hesabın aparılması üçün aşağıdakı nümunəvi verilənlərdən  $J_2=1.036 \cdot 10^{-5} kqm^2$  ,  $J_1=J_2=2T\beta=1.036 \cdot 10^{-5} kqm^2$  və 0.1san qiymətə malik keçid prosesi zamanından istifadə edilmişdir (şəkil 16).

Beləliklə, ilk dəfə olaraq keçid prosesinin təyin olunmasının düz və tərs məsələləri ifadə edilmiş və müəyyən olunmuşdur ki, texniki optimuma sazlanan keçid prosesinin təmin olunması üçün ikikütləli sistem ətalət momentləri bərabər olan kütlələrdən təşkil olunmalıdır.

**Beşinci fəsil**də UA-nın idarəetmə sistemlərində, xüsusilə akselerometrlerin ilkin uzlaşma sistemində, harmonik siqnalların təsirinə UA-nın dayanıqlığının avtomatik təmini sistemində və UA-nın kütlə mərkəzinə avtomatik nəzarət sistemində tətbiq edilən yeni işlənmiş mikromexaniki pyzoelektrik akselerometrlerin bəzi məsələlərinə baxılmış və həll edilmişdir.



Şəkil 17. AAIUS-nin prinsiplial sxemləri və tərkib hissələri:

a) konstruktiv sxem; b) funksional idarəetmə sxemi.

A1, A2-pyezoelektrik akselerometrler; K1, K2-akselerometrlerin ətalətli kütlələrlə mexaniki kontaktları, M1, M2-elektromaqnit tormozlar; P-simmetriya oxu boyunca xətti yerdəyişməyə malik hərəkətli platforma; PD1-sabit cərəyan mühərriki izləyici elektrik intiqalı, PD2-dönməli masanın intiqalının pyzoelektrik mühərriki; N-hərəkətli obyektin gövdəsi; AQS-akselerometrlerin qadağa sxemləri;

HPEİ hərəkətli platformanın elektrik intiqalı; DMİ-dönən masanın intiqalı; İS-elektrik intiqalının və DMİ-nin işəsalma və ayırma; TƏƏQS-tapşırıq və əks-əlaqə qurğularının seçimi sxemi

İlk dəfə olaraq əlavə əks-əlaqə qurğuları tətbiq edilmədən akselerometrlerin avtomatik ilkin uzlaşma sisteminin (AAIUS)

funksional sxemi tərtib edilmiş və iş prinsipi şərh edilmişdir (şəkil 17).

AAİUS-in iş prinsipi aşağıdakı mərhələlərdən ibarətdir: kobud və dəqiq uzlaşmadan. Kobud uzlaşma P platformasının N gövdənin divarına X oxu üzrə yüksək sürətli yaxınlaşma ilə icra olunur və K1, K2 kontaktlarının A1 və ya A2 akselerometrə toxunuşu ilə işin tamamlanması baş verir. Kobud uzlaşmanın sona çatması A1 və ya A2 akselerometrlərin birindən signal almaqla avtomatik olaraq yerinə yetirilir. Bu signal kobud uzlaşma rejimində PD1 izləyici elektrik intiqalının şəbəkədən açılması və eyni zamanda PD2 mühərrikə malik döənə intiqalı işə qoşulması üçün təyin edilmişdir. Beləliklə, A1, A2 akselerometrlərin çıxış siqnalları ikinci mərhələnin, yəni dəqiq uzlaşmanın başlanması üçün əmrdir.

Bu mərhələdə PD2 reversiv mühərrikə malik döənə intiqal P platforma ilə sət bərkidilmiş PEA-nın A1, A2 akselerometrlərinin yerləşdiyi masanı A1 və A2-nin çıxış siqnallarından müqayisə qurğusuna daxil olan siqnallar fərqi sıfır olana qədər Z oxu ətrafında saat əqrəbi və ya saat əqrəbinin əksi istiqamətində fırladır. Bu o deməkdir ki, onların uzununa oxları kifayət qədər dəqiqliklə müəyyən olunmuş müstəviyə nəzərən perpendikulyar yerləşməklə, yan həssaslıq effektinə malik olmur.

Akselerometrlərin qadağa sxemlərinə (AQS1, AQS2) aşağıdakı siqnallar daxil olur:

A1, A2 akselerometrlərin müvafiq X1, X2– çıxış siqnalları və akselerometrləri dəqiq uzlaşmasını yerinə yetirən izləyici dəqiq uzlaşma sisteminin (DMİ) əks-əlaqə X3– siqnalı.

İlkin uzlaşma sisteminin (İUS) kobud uzlaşma rejimi (KUR) ilə HPEİ-nin işə salınması ilə başlayır. KUR-un şəbəkədən açılması A1, A2 akselerometrlərinin K1, K2 kontaktlarına toxunduqdan sonra baş verir. Deyək ki, kobud uzlaşmadan sonra A1 akselerometri K1 kontaktına birinci toxunur. Onun X<sub>1</sub> çıxış siqnalı İS1 sxeminə daxil olur və HPEİ qida dövrəsindən açılır, bununla da KUR başa çatır. Sonra, bu signal AQS2 sxeminə daxil olaraq A2-nin siqnalının DMİ-nin girişinə daxil olmasını qadağan edir və onu DMİ-nin əks-əlaqə dövrəsinə qoşulmağa hazırlayır: X<sub>3</sub> girişi X<sub>5</sub> çıxışı ilə qoşulur. Eyni hal KUR-dan sonra A2 akselerometri K2 mexaniki kontaktına birinci



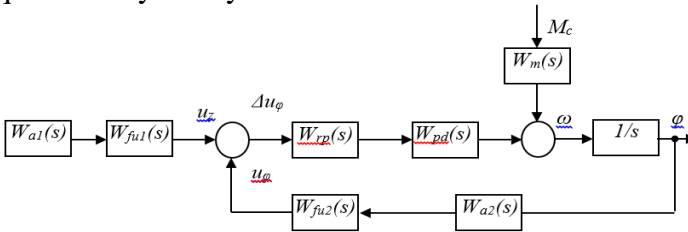
toxunuşdan sonra da baş verir:  $X_3$  girişi  $X_4$  çıxışı ilə qoşulur və AQS1 A1-i DMI-nin əks-əlaqə dövrəsinə qoşulmağa hazırlayır.

Beləliklə, tapşırıq və əks-əlaqə qurğularının seçimi sxeminə (TƏƏQS) dörd siqnal daxil olur:

A1, A2 akselerometrlerin müvafiq  $X_1$ ,  $X_2$  – çıxış siqnalları; izləyici sistemin əks-əlaqə dövrəsinə akselerometrlerin qoşulması üçün  $X_4$ ,  $X_5$  hazırlıq siqnalları. Məlum olduğu kimi, TƏƏQS elə işləməlidir ki, A1 tapşırıq qurğusu kimi qoşulduqda, A2 əks-əlaqə dövrəsinə qoşulmalıdır və əksinə.

İş prinsipi əsasında idarəetmə alqoritmi işlənmiş və İUS-in kompüter modeli tərtib edilmişdir.

İzləyici sistemin struktur sxemində İUS-un dönən masasının pyeoelektrik mühərrikindən tapşırıq və bucaq sensoru funksiyasını tezlik siqnalını gərginliyə çevirən hər biri məxsusi diskriminatora qoşulmuş  $W_{a1}(s)$ ,  $W_{a2}(s)$  akselerometrlər yerinə yetirir (şəkil 18). Bununla belə, K1, K2 mexaniki kontaktlardan birinə toxunan akselerometr tapşırıq qurğusu kimi, digəri isə vəziyyətə görə əks-əlaqə dövrəsinə qoşulur. Akselerometrlerin belə qoşulma rejimini məntiq sxemləri yerinə yetirir.



Şəkil 18. İUS dönən masasının pyeoelektrik mühərrikli izləyici sisteminin struktur sxemi

$W_{pd}(s)$  ÖF-a malik pyeoelektrik mühərrikli akselerometrlerin çıxış siqnalları fərqlinin azalması istiqamətində fırlanacaq.  $W_{rp}(s)$  ÖF-a malik tənzimləyici sürət xətarlarını istisna etmək üçün aperiodik xarakteri təmin etməlidir.

Nümunəvi hesabat kimi, ilkin tədqiqatlar nəticəsində ədədi verilənlər istifadə edilmişdir:  $K_\delta = 1.1$ ,  $K_y = 105$ ;  $d_{13} = 2,31 \cdot 10^{-12}$

$Kl/N$ ;  $\omega_0=100000 \text{ rad/san}$ ;  $\zeta_f = 0,175$ ;  $C_0 = 1930 \text{ pF}$ ;  $R_6 = 25 \text{ Om}$ ;  $m_0=0.05$ ;  $m_k=0,035$ .

Aşağıdakı əmsal və parametrlər təyin edilmişdir:

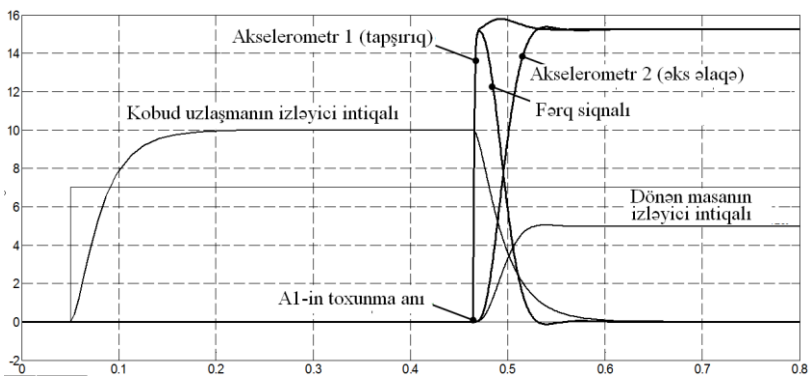
$K_n=K_y d_{33} = 2.42 \cdot 10^{-12} Kl/N$ ;  $K_o=K_y d_{33} = 2.55$ ;  $m_\Sigma=m_0+0,4m_k = 0.65$ ;  $T_3=C_0 R_6=0.0048$ ;  $T_f=0.001s$ ;  $a_0=1 \cdot 10^{-12}$ ;  $a_1 = 3.5 \cdot 10^{-7}$ ;  $b_0=3.5 \cdot 10^7$ ;  $c_0 = 2.98 \cdot 10^{-8}$ ;  $c_1 = 0.6191 \cdot 10^{-4}$ ;  $c_2 = 0.011477$ .

MATLAB Symbolic proqramı mühitindən istifadə etməklə pyeoelektrik mühərrikə malik izləyici sistemin struktur sxemi üçün Hurvis matrisi tərtib edilmiş və aşağıdakı ifadə alınmışdır:

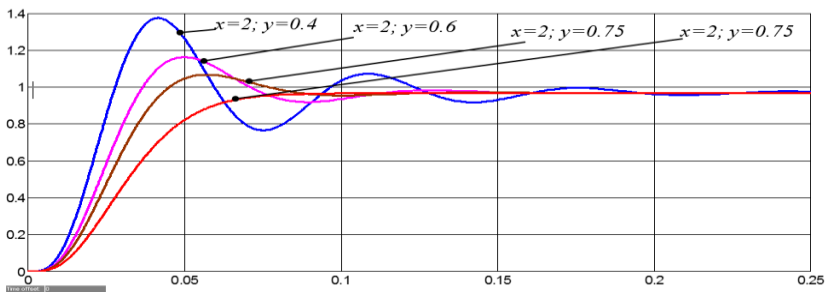
$$2.83104 \cdot 10^{(-45)} \cdot y^6 \cdot x - 2.55302 \cdot 10^{(-46)} \cdot y^5 \cdot x^2 + 4.84613 \cdot 10^{(-47)} \cdot y^5 \cdot x - 9.00542 \cdot 10^{(-55)} \cdot y^4 \cdot x^3 - 2.4816 \cdot 10^{(-49)} \cdot y^4 \cdot x^2 + 1.90951 \cdot 10^{(-49)} \cdot y^4 \cdot x + 2.16898 \cdot 10^{(-70)} \cdot y^3 \cdot x^4 - 1.0756 \cdot 10^{(-60)} \cdot y^3 \cdot x^3 - 6.1075 \cdot 10^{(-53)} \cdot y^3 \cdot x^2 + 8.91194 \cdot 10^{(-53)} \cdot y^3 \cdot x - 1.43499 \cdot 10^{(-66)} \cdot y^2 \cdot x^3 - 3.20363 \cdot 10^{(-58)} \cdot y^2 \cdot x^2 + 4.71854 \cdot 10^{(-58)} \cdot y^2 \cdot x - 8.29888 \cdot 10^{(-73)} \cdot y \cdot x^3 - 1.65557 \cdot 10^{(-64)} \cdot y \cdot x^2 + 2.43226 \cdot 10^{(-64)} \cdot y \cdot x - 3.39835 \cdot 10^{(-79)} \cdot x^3 - 2.9877 \cdot 10^{(-70)} \cdot x^2 + 4.40495 \cdot 10^{(-70)} \cdot x$$

MATLAB Symbolic mühitinin formatına uyğun gələn bu ifadədə iki məchul var:  $x$  (vəziyyət tənzimləyicisinin ötürmə əmsalı) və  $y$  (vəziyyət tənzimləyicisinin zaman sabiti). Sıfıra bərabər qəbul edib alınmış tənliyi həll etməklə, izləyici sistemin həmişə dayanıqlı vəziyyətə, lakin müxtəlif keçid proseslərə malik olduğu parametrlərin qiymətlərini təyin etmək olar (şəkil 19, 20).

Beşinci fəsildə həmçinin, rəqslər kompensatorundan istifadə etməklə UA-nın füzelyajının səthindəki həyəcanlandırıcı harmonik siqnalların təsirinə dayanıqlığı təmin edən avtomatik sistem qurulmuşdur.



Şəkil 19. AAIUSidarətmə sisteminin kompüter modelinin simulyasiyasından alınmış əyrilər

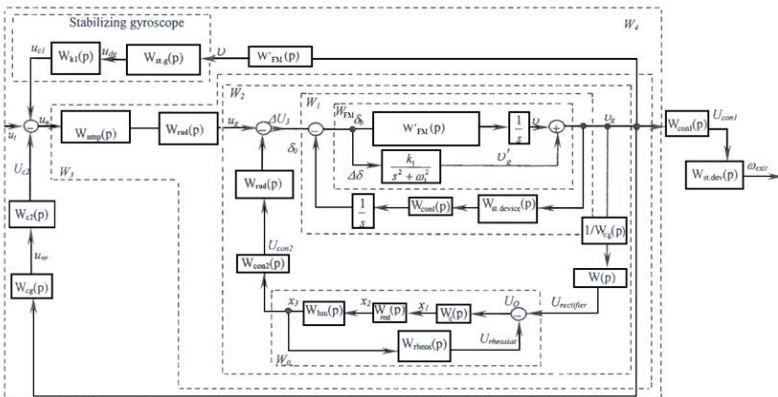


Şəkil 20. AAIUS pyezoelektrik mühərrikli dönən masanın kompüter modelinin simulyasiyasından alınmış osilloqramlar

Məlum olduğu kimi, mürəkkəb pilotaj manevrləri zamanı yaranan rəqslər UA-nın gövdəsinə təsir edərək onun dayanıqlığına əhəmiyyətli dərəcədə mənfi təsir göstərə bilər. Bu rəqslərin və vibrasiyaların amplitudları elə böyük qiymətlərə malik ola bilər ki, UA-nın gövdəsinə periodik təsir zamanı dağıdıcı təsirə malik ola bilər. Bu mənada UA-nın sürətinin dəyişməsi nəticəsində füzelyajda mexaniki rəqslərin yaranması avtopilotla uçuşları yerinə yetirərkən əsas çatışmazlıqlardan biridir.

Bu mexaniki rəqslər arasında nisbətən aşağı tezlikli və böyük amplitudlu birinci harmonika daha təsiredici qiymətə malikdir.

Vibrasiyanın təsiri nəticəsində avtopilotla uçuşu yerinə yetirən UA-da dayanıqlığın təmin edilməsi aktual məsələ olan bu problemin aradan qaldırılması üçün stabilizasiyalı girokompas istifadə edilmişdir. Bunun üçün stabilizasiyalı girokompasa malik UA-nın avtomatik idarəetmə sistemi yaradılmışdır (şəkil 21).



Şəkil 21. Avtopilotlu UA-nın sadələşdirilmiş dinamik modelinin struktur sxemi

İşlənmiş sistem modelləşdirilib və simulyasiya edildikdən sonra bəzi xüsusiyyətlər müəyyən edilmişdir.

Beləliklə, istiqamət sükanının tapşırıq signalının azalmasının UA-nın idarə olunmasının keyfiyyətinə təsirinə baxmaq lazımdır, məsələn, aşağıdakı harmonikalara malik rəqslər zamanı

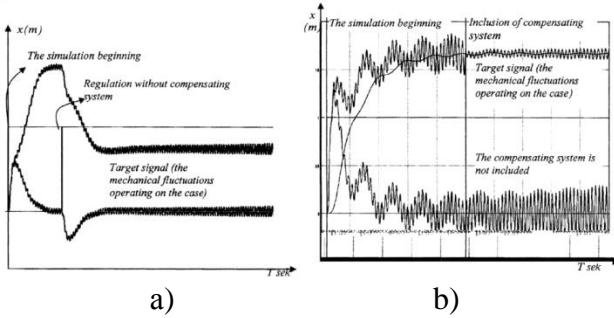
$$W_{har1}(p) = 15 \frac{10}{s^2 + 100}, W_{har2}(p) = 5 \frac{30}{s^2 + 900}, W_{har3}(p) = 3 \frac{50}{s^2 + 900}$$

UA-nın dayanıqlı halı  $W(s) = k_g$  ötürmə funksiyasına malik gücləndiricidə güclənmə əmsalı 1.2-dən 0.8-ə qədər azaldıqda saxlanıla bilər:

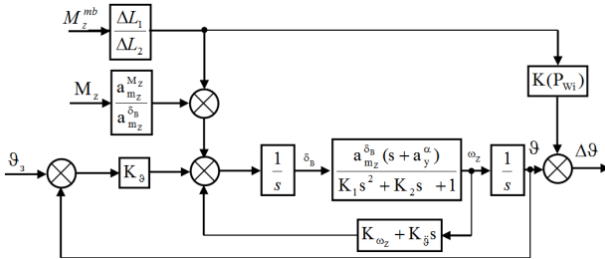
Rəqslərin  $A_{n1} = 30$  qiymətindən böyük imitasiyasında isə

$$W_{har1}(p) = 60 \frac{10}{s^2 + 100}, W_{har2}(p) = 20 \frac{30}{s^2 + 900}, W_{har3}(p) = 12 \frac{50}{s^2 + 900}$$

kompensasiya sistemi avtomatik qoşulmalıdır. Lakin həyəcanlandırıcı təsir davamlı olarsa rəqslərin destruktiv istiqamətdə dağılması baş verir (şəkil 22).



Şəkil 22. Avtopilotlu UA-nın sadələşdirilmiş dinamik modelinin imitasiyasından alınmış ayrırlar: a) kompensatorsuz; b) kompensatorlu tənzimləmə

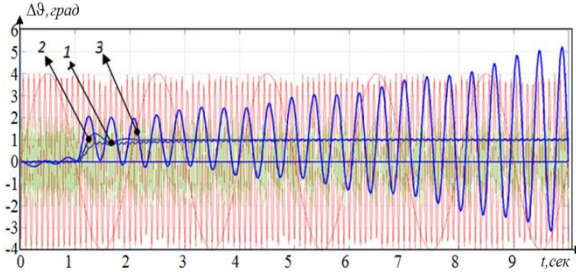


Şəkil 23. Həyəcanlandırıcı moment qismində kütlə mərkəzinin yerdəyişməsi nəzərə alınmaqla “Təyyarə-avtopilot” sisteminin struktur sxemi

Beşinci fəslin sonunda HG-nin kütlə mərkəzinə avtomatik nəzarət edən sistemlərin müqayisəli analizi aparılmış və kütlə mərkəzinin yerdəyişməsini və ya kütlə mərkəzinin yerdəyişməsindən yaranan zərərli amillərin  $M_z^{mb}$ - həyəcanlandırıcı moment şəklində struktur sxemə daxil edilməsi təklif edilmişdir (şəkil 23). Şəkil 23-də  $\Delta L_1 / \Delta L_2$  ötürmə əmsalı həyəcanlandırıcı momentin kütlə mərkəzinin vəziyyətinin dəyişməsindən yaranan asılılığı müəyyən edir. Burada  $\Delta L_1$ ,  $\Delta L_2$ - kütlə mərkəzi ilə HG-nin burun və quyruq hissələrində yerləşdirilmiş akselerometrlər arasında olan məsafə,  $K(P_{wi})$ -əmsalı uçub qalxma sürətinin nisbi qiymətindən asılı olan həmin həyəcanlandırıcı momentin asılılığını müəyyən edir.

Uzununa hərəkətin dayanıqlığını təmin edən, idarəetmə qanununa daxil olan  $k_{\omega_z}$  və  $k_{\delta}$  əmsallarının təyin edilməsi

alqoritmlərinin müəyyən edilməsi üçün ümumi məsələ formalaşdırılmış və keçid prosesinin texniki optimum şərtini yerinə yetirən təyinetmə metodologiyası tətbiq edilmişdir. Alınmış həllər həyəcanlanmaya görə texniki optimum keçid prosesinin gedişini təmin edir (şəkil 24).



Şəkil 24. Həyəcanlandırıcı momentlərin təsiri zamanı uzununa hərəkətin idarə olunması sisteminin kompüter modelinin simulyasiyasının osilloqramları

Tanqaj üzrə  $K_g$  ötürmə əmsalının qiymətinin artması zamanı keçid prosesinin müddəti azalır və əksinə.

$K_g$  əmsalının artması davam edərsə, keçid prosesi ifrat tənzimləməyə, daha sonra isə rəqsi xarakterə malik olar.

1 və 2 keçid prosesləri  $\omega=30$  rad/san tezlikli həyəcanlandırıcı momentin rəqslərinə uyğun gəlir. 1 əyrisi  $K_g < 30$ , 2 əyrisi isə  $K_g > 30$  qiymətlərinə uyğundur. 3 əyrisi həyəcanlandırıcı momentin  $\omega \approx 15$  rad/san tezliyinə uyğun gəlir və şəkil 24-dən görüldüyü kimi sistem avtorəqs rejiminə keçir. Bu o deməkdir ki, belə halda UA dayanıqlığını itirərək qəza vəziyyətinə düşə bilər.

Dissertasiya işinin ən əsas nəticələri aşağıda əks olunmuşdur:

## ƏSAS NƏTİCƏLƏR

1. Uçuş aparatları üçün stabil dinamik həssaslığa malik, keçid prosesi texniki optimuma sazlanmış pyezoelektrik akselerometrlerin yeni konstruksiyaları işlənmişdir.
2. İlk dəfə olaraq uçuş heyətin aldığı məlumatın informativliyini artırmağa imkan verən, vizual və səs siqnalizasiyalı vahid konstruksiya daxilində quraşdırılmış pyezoelektrik akselerometrlərə malik universal mayeli bucaqölçənin konstruksiyası işlənmişdir.
3. Təzyiq qəbuledicilərindən alınan siqnalların emalı əsasında əlavə olaraq UA-nın kren, tanqaj, vurnuxma və yan sürət parametrlərini təyin etməyə imkan verən təkmilləşdirilmiş rəqəmli hava siqnalları sistemi işlənmişdir.
4. İlk dəfə olaraq ətalət momenti tənzimlənən girokopik effekt əsasında pilotsuz uçuş aparatının stabilizasiyasının və manevr qabiliyyətinin yüksəldilməsi üsulu və qurğusu işlənmiş, ətalət momentinin tənzimləmə diapazonunun qurğunun nisbi həndəsi ölçülərindən, yayın elastikliyindən asılılığını müəyyən edən riyazi ifadələr alınmış, müvafiq statik və dinamik xarakteristikalar qurulmuşdur.
5. İlk dəfə olaraq uçuş aparatlarında akselerometrlerin quraşdırılmasından yaranan xətaləri azaltmaq məqsədilə əks-əlaqə cihazları əlavə edilmədən akselerometrlerin avtomatik ilkin uzlaşma sistemi işlənmişdir.
6. Uçuş aparatının füzelyajına həyəcanlandırıcı rəqslərə qarşı dayanıqlığının təmin edilməsi üçün kompensatorlu avtomatik sistem işlənmişdir.
7. Hava gəmilərinin kütləsinin və mərkəzlənməsinin ölçülmə səhihliyini artırmağa imkan verən şinlərində azotun təzyiq və temperaturunun ölçülməsi əsasında yeni prinsip təklif edilmişdir.
8. İlk dəfə olaraq hava gəmisinin kütlə mərkəzinin yerdəyişməsi əlavə həyəcanlandırıcı moment qismində nəzərə alınmış, uzununa hərəkətin dayanıqlığını təmin edən struktur sxem işlənmiş və kompüter modeli simulyasiyası ilə nəzəri hesabatların səhihliyi təsdiq edilmişdir.

## DİSSERTASIYA İŞİNİN MÖVZUSU ÜZRƏ NƏŞRLƏR

1. Rüstəmov, Q.Ə., Yolçuyev İ.A., Həzərخانov Ə.T., Kərimli T.İ. Vibrasiyalı kəsmə prosesində müqavimət momenti dəyişməsinin tədqiqi / Q.Ə.Rüstəmov, Ə.T.Həzərخانov, T.İ.Kərimli [və b.] // Milli Aviasiya Akademiyasının Elmi Əsərləri, - Bakı: -2005. №1, -s.80-86.
2. Qurbanov, T.B. Diferensial pyezorezonans çeviricilər / V.N.Dəmirova, Ə.T.Həzərخانov, T.İ.Kərimli [və b.] // Azərbaycan Milli Elmlər Akademiyası, Xəbərlər. Fizika-riyaziyyat və texnika elmləri, -Bakı: -2006. Cild 26, №5. -s.181-185.
3. Qurbanov, T.B. Qeyri-stasionar rejimdə elektrik intiqalının riyazi modelinin işlənməsi / O.Z. Əfəndiyev, Ə.T.Həzərخانov, T.İ. Kərimli [və b.] // Odlar Yurdu Universitetinin Elmi və pedaqoji xəbərləri. Fizika-riyaziyyat, texnika elmləri seriyası.. -Bakı: -2006. №17, - s.132-139.
4. Paşayev, A.M., Reversiv pyezoelektrik addım mühərriki. Patent ixtira İ20060050, Azərbaycan Respublikası / Qurbanov T.B., Həzərخانov Ə.T., Kərimli T.İ. [və b.].
5. Qurbanov, T.B., Dərvişova, İ.N., Kərimli, T.İ. Pyezoelementlərin keyfiyyət əmsalının və elektrik birləşmə sxeminin diferensial çeviricilərinin statik xarakteristikalarına təsirinin tədqiqi // Труды Международной конференции «Научно-технический прогресс и современная авиация» посвящ. 75-летию академика А.М.Пашаева, - Bakı: -2009, -с.82-85.
6. Həzərخانov, Ə.T., Məmmədov, Ə.T. Kərimli, T.İ. Diferensial qoşulma sxemli vericilərin elektrik dövrələrinin universal təyinatlı kompyuter modelinin qurulması // Azərbaycan Texniki Universitetinin 60 illik yubileyinə həsr olunmuş “Təhsildə və elmdə innovasiya texnologiyaları” Respublika elmi-praktiki konfransın materialları, - Bakı: -2010, -s.252-255.
7. Qurbanov, T.B., Haşimova, F.R. Kərimli, T.İ. Uçuş aparatlarının dinamik proseslərinin tədqiqində enerji təchizati // -Bakı: A.Ş.Mehdiyevin 80 illik yubileyinə həsr olunmuş Milli Aviasiya Akademiyasının Elmi Əsərləri, -2014. №2, -s.51-58.



8. Paşayev, A.M., Qurbanov, T.B., Kərimli, T.İ. İki kanallı pyezoelektrik akselerometr // -Bakı: Azərbaycan Mühəndislik Akademiyasının Xəbərləri, -2015. Cild 7, №1, -s.29-35.
9. Kərimli, T.İ. Diferensial çıxışlı mikromexaniki pyezoelektrik akselerometr//-Bakı: Milli Aviasiya Akademiyasının Elmi Əsərləri, -2015. №2, -s.73-86.
10. Paşayev, A.M., Diferensial mikromexaniki vibrasiyalı akselerometr, Patent-ixtira İ2015 0063, Azərbaycan Respublikası / Qurbanov T.B., Nəbiyev R.N., Həzərhanov Ə.T., Kərimli T.İ.
11. Kərimli, T.İ. Müasir girostabilizatorlar və onların tətbiq sahələri // - Bakı: Azərbaycan Mühəndislik Akademiyasının Xəbərləri, -2016. Cild 8, №3, -s.14-23.
12. Kərimli, T.İ. Mülki hava gəmilərində hava siqnalları sisteminin texniki imkanlarının genişləndirilməsi // - Bakı: MAA, Elmi Məcmuələr, - 2016. Cild 18, №2, -s.27-34.
13. Kərimli, T.İ. Hava gəmilərində kütlə və mərkəzlənmə ölçmə sisteminin təkmilləşdirilməsi//-Bakı:MAA, Elmi Məcmuələr,-2016. Cild18,№3,-s.1-8.
14. Kərimli T.İ., Əliyev M.Ə. Avtonom mikromexaniki aviahorizontun statik modeli // Gənclərin yaradıcı potensialı aerokosmik məsələlərin həllində Beynəlxalq iştirakla II elmi praktiki gənclər konfransının materialları. Fevral məruzələri 2017, -Bakı: -21-23 fevral, -2017, -s.53-55.
15. Qurbanov, T.B., Pyezoelektrik özüsazlanan giroskop-akselerometr. Patent-ixtira İ20190047, Azərbaycan Respublikası/Kərimli T.İ., Kərimli V.İ.
16. Həzərhanov, Ə.T., Kərimli, T.İ., Neymətov V.A. Uçan aparatlarda tətbiq edilən pyezoelektrik mikroakselerometrlərin dinamik həssaslığının tədqiqi. Proceedings of the International Symposium of Mechanism and Machine Science // AzCIFTtoMM-Azerbaijan Technical University, 2017, Bakı: - 11-14 September, - 2017, - s.229-231.
17. Həzərhanov, Ə.T., Mayeli bucaqölçən (variantlar), Patent-ixtira İ20170043, Azərbaycan Respublikası/Kərimli T.İ., Abdullabəyli A.A.
18. Həzərhanov, Ə.T., Kərimli, T.İ., Neymətov, V.A., Kərimli, V.İ. Pyezoelektrik özüsazlanan giroskop-akselerometrin iş rejimləri//-Bakı: Azərbaycan Mühəndislik Akademiyasının Xəbərləri, Cild 10, -2018. №1. - s.7-15.
19. Paşayev, A.M., Giroskopik effektdən istifadə etməklə pilotsuz uçuş aparatlarının stabilizasiyasının və manevr qabiliyyətinin yüksəldilməsi üsulu və qurğusu, Patent-ixtira İ20190048, Azərbaycan Respublikası/Kərimli T.İ.

20. Məmmədov C.S., Kərimli T.İ. Vintli pilotsuz uçuş aparatlarının manevr qabiliyyətinin yüksəldilməsi istiqamətləri // «Aviakosmik məsələlərin həllində gənclərin yaradıcı potensialı» IV beynəlxalq elmi-praktiki gənclər konfransının materialları. Fevral məruzələri 2019, -Bakı: -27-28 fevral, -2019, -s.23-25.
21. Kərimli T.İ. Hava gəmilərinin fəza vəziyyətinin, vurnuxmasının və yan sürətinin ölçülməsinin aerometrik üsulu və qurğusu. Patent-ixtira İ 20210047, Azərbaycan Respublikası / Kərimli V.İ.
22. Nəbiyev, R.N. Pyezoelektrik akselerometr. Patent-faydalı model F20210018, Azərbaycan Respublikası/Həzərخانov Ə.T. Kərimli T.İ.
23. Kərimli T.İ. Hava siqnalları sistemi ilə uçuş aparatlarının fəza vəziyyəti və istiqamətinin ölçülməsi//-Bakı: Azərbaycan Mühəndislik Akademiyasının Xəbərləri, Cild 14, -2022. №2.- s.7-14.
24. Kərimli T.İ. Uçuş aparatının kütlə və mərkəzlənməsinin, fəza vəziyyətinin, vurnuxma bucağının və mərkəzlənmə sürüşməsinin ölçülməsi üsulu və bort qurğusu. Patent-ixtira İ20230006.
25. Kərimli T.İ. Uçuş aparatlarının fəza vəziyyətini müəyyən edən həyəcənlanmayan universal rəqqas//-Bakı: Azərbaycan Mühəndislik Akademiyasının Xəbərləri, Cild 15, -2023. №1.- s.34-42.
26. Гурбанов, Т.Б., Эфендиев, О.З., Газарханов, Э.Т., Каримли, Т.И.. Пьезоэлектрические преобразователи в инерциально - навигационных системах управления // -Bakı: Milli Aviasiya Akademiyasının Elmi Məcmuələri, -2002. Cild IV, №2, -c.9-14.
27. Гурбанов, Т.Б., Эфендиев, О.З., Газарханов, Э.Т., Каримли, Т.И. Математическая модель навигационных приборов с электромагнитной колебательной системой // -Bakı: МАА, Mülki Aviasiyanın müasir problemlərinin həllində elm və tədrisin rolu, -2002, -c.42-45.
28. Гурбанов, Т.Б., Эфендиев, О.З., Газарханов, Э.Т., Каримли, В.И., Каримли Т.И.. Статическая модель электромагнитной колебательной системы для навигационных систем управления летательных аппаратов // - Bakı: Milli Aviasiya Akademiyasının Elmi Məcmuələri, -2003. Cild V, №1, -c.20-23.
29. Гурбанов, Т.Б., Эфендиев, О.З., Газарханов, Э.Т., Каримли, Т.И. Линейные нестационарные системы // МАА, «Uçuşların təhlükəsizliyi və aviasiya texnikasının inkişafının müasir istiqamətləri» mövzusunda Azərbaycan Respublikasının prezidenti H.Ə.Əliyevin 80 illiyinə həsr olunmuş elmi konfransın əsərləri, -Bakı: -08-12 may, -2003, -c.79-81.
30. Пашаев, А.М., Гурбанов, Т.Б., Исмаилов, Н.М., Каримли, Т.И. Гироскопы с электромагнитными колебательными системами/Труды

четвертой Международной научно-практической конференции. Современные информационные и электронные технологии. Одесса: -2003, -с.218.

31. Гардашов С.Г., Гурбанов Т.Б., Гардашева Х.Г., Газарханов Э.Т., Каримли Т.И. Постановка и выбор метода решения задачи исследования динамики виброударного взаимодействия в пьезоэлектрическом двигателе / С.Г.Гардашов, Т.Б.Гурбанов, Т.И.Каримли [и др.] // Milli Aviasiya Akademiyasının Elmi Məcmuələri, - Bakı: -2003. Cild V, №4, -с.36-40.

32. Пашаев, А.М. Дифференциальный вибрационный пьезоэлектрический гироскоп/ А.М.Пашаев, Т.Б.Гурбанов, Т.И.Каримли [и др.] // -Киев: Вестник Национального Авиационного Университета Украины, -2004. -с.67-70.

33. Гурбанов, Т.Б., Гаджиев, В.А., Каримли, Т.И. Выбор метода и составление алгоритмов расчета переходных процессов в реверсивном пьезоэлектрическом двигателе // -Bakı: Milli Aviasiya Akademiyasının Elmi Məcmuələri, -2004. Cild VI, №4, -с.127-135.

34. Елчуев И.А., Каримли Т.И.. Вопросы повышения эффективности металлообработки в машиностроении // -Bakı: Milli Aviasiya Akademiyasının Elmi Əsərləri, -2005. №2, -с.93-97.

35. Каримли, Т.И. Двухканальный пьезоэлектрический датчик вибрации и линейного ускорения // -Донецк: Прогрессивные технологии и системы машиностроения, Донецкий Национальный Технический Университет, Выпуск 1(52), -2016. -с.69-74.

36. Газарханов, Э.Т., Каримли, Т.И., Нейматов, В.А. Компьютерное моделирование и исследование пьезоэлектрических преобразователей, применяемых в измерительных и исполнительных устройствах / Э.Т.Газарханов, Т.И.Каримли, В.А.Нейматов //МАА, Elmi Məcmuələr, - Bakı: - 2016. Cild 18, №1, -с.1-7.

37. Газарханов, Э.Т. Универсальный жидкостный указатель углов. Патент на изобретение. Всемирная организация интеллектуальной собственности WIPO/PCT. PCT/AZ2015/000007. Номер международной публикации: WO 2016/154687, Женева / Каримли Т.И., Абдуллабейли А.А. -2016.

38. Каримли, Т.И., Нейматов В.А. Моделирование системы начальной выставки пьезоэлектрических акселерометров // -Запорожье: Вестник двигателестроения, №2, АО «Мотор Сич» -2016. -с.18-24.

39. Пашаев, А.М. Исследование схемы измерительной цепи с пьезоэлектрическим дифференциальным акселерометром /

А.М.Пашаев, Т.И.Каримли, В.А.Нейматов//Баки: Azərbaycan Mühəndislik Akademiyasının Xəbərləri, -2017. Cild 9, №2. -с.7-14.

40. Пашаев А.М. Способ и устройство повышения стабилизации и маневренности беспилотных летательных аппаратов с применением гироскопического эффекта: Патент на изобретение. Всемирная организация интеллектуальной собственности WIPO/PCT. Номер международной публикации: WO 2017/020097 A2. Женева / Каримли Т.И. -2017.

41. Газарханов, Э.Т., Каримли, Т.И., Нейматов, В.А. Двухмассовая модель системы силовой гироскопической стабилизации / Э.Т.Газарханов, Т.И.Каримли, В.А.Нейматов //Авиационно-космическая техника и технология, -Харьков: -2017. 6/141, -с.73-79.

42. Алекперов, А.А., Каримли, Т.И. Особенности современных цифровых систем воздушных сигналов //Третья Международная научно-практическая молодежная конференция «Творческий потенциал молодежи в решении авиакосмических проблем», Февральские чтения 2018. Баку, НАА, -12-14 февраля, -2018, -с.46-50.

43. Пашаев А.М. Аэрометрический способ и устройство (система) для измерений пространственного положения, рыскания и боковой скорости воздушных судов: Патент на изобретение. Всемирная организация интеллектуальной собственности WIPO/PCT. Номер международной публикации: WO 2018/137004A2. Женева/ Газарханов Э.Т., Каримли Т.И., Нейматов В.А., Каримли В.И. -2018.

44. Пашаев А.М. Способ и устройство повышения стабилизации и маневренности беспилотных летательных аппаратов с применением гироскопического эффекта. Евразийский патент-изобретение 030859 В1. ЕАПВ, Москва / Каримли Т.И. -2018.

45. Газарханов, Э.Т., Каримли, Т.И., Нейматов, В.А., Каримли, В.И. Статическая модель пьезоэлектрического гироскопа-акселерометра в режиме измерения угла отклонения//Международный научно-исследовательский журнал Евразийский союз ученых, -Москва: -2019. № 5 (62), 1 часть, -с.70-75.

46. Пашаев А.М. Универсальный виртуальный симулятор. Заявка патента на изобретение. Всемирная организация интеллектуальной собственности WIPO/PCT. Номер международной публикации: WO 2019/195898A1. Женева / Аскеров Дж.Дж., Сагдеев Р.З., Усиков Д.А., Самедов А.С., Газарханов Э.Т., Каримли Т.И., и др. -2019.

47. Пашаев А.М. Использование смартфонов в процессе калибровки тренажеров для пилотов. WIPO/PCT. Всемирная организация

- интеллектуальной собственности. Номер международной публикации: WO 2020/186314 A1. Женева/Аскеров Дж.Дж., Сагдеев Р.З., Усиков Д.А., Самедов А.С., Газарханов Э.Т., Каримли Т.И., и др. -2020.
48. Газарханов, Э.Т., Каримли, Т.И., Нейматов В.А. Исследование статических погрешностей пьезоэлектрических преобразователей параметров механического движения //Bakı: Azərbaycan Mühəndislik Akademiyasının Xəbərləri, Cild 12, -2020. №1. - s.16-25.
49. Каримли, Т.И., Бэквердиев, Э.В. Аэрометрический комплекс с расширенными характеристиками //Седьмая Международная научно-практическая молодежная конференция «Творческий потенциал молодежи в решении авиакосмических проблем», Февральские чтения 2022 – Баку: -2-4 февраля, -2022, -с.13-16.
50. Каримли, Т., Аббасов, Ф., Мамедов У. Пьезоэлектрический микромеханический гироскоп-акселерометр // -Bakı: МАА, Azərbaycan Nəqliyyatın Aktual Problemləri, Elmi-texniki konfrans, -5-6 may -2022, -с.18-19.
51. Каримли Т.И. Динамический бортовой способ автоматического измерения массы и центровки, рысканья, крена и смещения центровки летательного аппарата на земле и в пространстве. Решение о выдачи Евразийского патента-изобретения заявки №202200090. Бюллетень №05, 2023. ЕАПВ, Москва. -2023.
52. Каримли Т.И. Динамический бортовой способ и система (устройство) автоматического измерения массы и центровки, рысканья, крена и смещения центровки летательного аппарата на земле и в пространстве. Всемирная организация интеллектуальной собственности WIPO|PCT. Номер международной публикации: WO 2023/087080A1. Женева / Каримли Т.И. -2023.
53. Gurbanov T.B., Mammadova V.N. Karimli T.I. Creation of dynamic model of system of stable flight control in planes with the autopilot //The third international conference «Problems of cybernetic and informatics» Volume 2, Baku: -2010, -p.153-155.
54. Karimli T.I. Dynamic Model of Flying Machines with the Autopilot //American Journal of Operations Research, July 2014,4. -2014. -p.197-201. Published Online in SciRes. <http://www.scirp.org/journal/ajor>.
55. Karimli T.I. Analysis of dual channel piezoelectric accelerometer // -Tbilisi:Problems of mechanics. International Federation for the Promotion of Mechanism and Machine Science №2(59),-2015.-p.26-30.

56. Pashayev A.M., Karimli T.İ., Neymatov V.A. Studying on stability of piezoelectric actuators of initial alignment system accelerometers //-UK, London: Science and Applied Engineering Quarterly, -2017. -p.4-9.
57. Hazarkhanov A.T. Universal liquid angle indicator, United States Patent US10,190,878B2, /Karimli T.İ., Abdullabayli A.A. -2019.
58. Pashayev A.M. Aerometric method and device (system) for measuring aircraft spatial position, yaw and lateral velocity. United States Patent Application Publication, US 2019/0137537 A1 / Hazarkhanov A.T., Karimli T.İ., Neymatov V.A., Karimli V.I. -2019.
59. Pashayev A.M. Aerometric method and device (system) for measuring aircraft spatial position, yaw and lateral velocity. European Patent Application Publication, EP3450989A2/ Hazarkhanov A.T., Karimli T.İ., Neymatov V.A., Karimli V.I. -2019.
60. Pashayev A.M. Method and device for increasing the stability and maneuverability of unmanned aerial vehicles (UAV) using a gyroscopic effect. United States Patent, US10737770B2/Karimli T.İ. -2020.
61. Pashayev A.M. Universal virtual simulator. European Patent Application Publication, EP3621055 A1/Askerov J.J., Sagdeev R.Z., Usikov D.A., Samedov A.S., Hazarkhanov A.T., Karimli T.I.-2020.
62. Pashayev A.M. Universal virtual simulator. United States Patent Application, US 2020/0143699 A1 Askerov J.J., Sagdeev R.Z., Usikov D.A., Samedov A.S., Hazarkhanov A.T., Karimli T.I. -2020.
63. Karimli T.I., Mehraliyev U.A., Gubatov A.Sh. Static model of the two-axis piezoelectric gyroscope-accelerometer in the angle mode // VIII International Scientific and Practical Youth Conference February Readings 2023, -Baku: -1-3 February, -2023, -s.15-19.
64. Hazarkhanov A.T. Universeller flüssiger winkelgeber. European Patent Application, EP3236202A2 / Karimli T.İ., Abdullabayli A.A. -2017.

Müdafiə «12» 09 2023-cü il tarixində,  
saat 14-00-da AZ-1045, Bakı şəhəri, Mərdəkan pr. 30 ünvanında,  
Milli Aviasiya Akademiyası (MAA) nəzdində fəaliyyət göstərən  
ED 2.01 Dissertasiya Şurasının iclasında keçiriləcək.

Dissertasiya ilə MAA-nın kitabxanasında tanış olmaq mümkündür.

Dissertasiya və avtoreferatın elektron versiyaları MAA-nın  
rəsmi internet saytında yerləşdirilmişdir.

Avtoreferat «20» 06 2023-cü il tarixində zəruri ünvanlara  
göndərilmişdir.

Çapa imzalanıb: 16.06.2023

Kağızın formatı: A5

Həcm: 77912

Tiraj: 30