

Measurement by Air Data System of Spatial Position and Direction of Aircraft

T.I. Karimli

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

For correspondence:

Karimli Togrul / e-mail: tkarimli@mail.ru

Abstract

The article gives a review of air data system, the perspectives for expanding the improvement of its functional capability are determined. The conditions for increasing the technical capabilities of smart air signal systems, produced on the basis of advanced technology used on the 5th generation US military aircraft and civil aircraft, have been determined. The installation of additional air pressure receivers on smart air signal systems, along with the measured altitude and speed parameters, presents the possibilities and algorithms for measuring the angles of roll, pitch, yaw and lateral speed of aircraft, which are the necessary primary flight parameters.

Keywords: aircraft, air data system, total and static air pressure, smart probes, vane, angle of attack, attitude, yaw angle.

DOI: 10.52171/2076-0515_2022_14_02_7_14

Received 29.11.2021

Revised 14.06.2022

Accepted 20.06.2022

For citation:

Karimli T.I.

[Measurement by air data system of spatial position and direction of aircraft]

Herald of the Azerbaijan Engineering Academy, 2022, vol. 14, no. 2, pp. 7-14 (in Azerbaijani)

Hava siqnalları sistemi ilə uçuş aparatlarının fəza vəziyyəti və istiqamətinin ölçülməsi

T.İ. Kərimli

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

Yazışma üçün:

Kərimli Toğrul / e-mail: tkarimli@mail.ru

Xülasə

Məqalədə mövcud hava siqnalları sistemlərinin təhlili aparılmış, onun funksional imkanlarının genişləndirilməsi perspektivləri müəyyən edilmişdir. Qabaqcıl texnologiya əsasında yerinə yetirilən, 5-ci nəsil ABŞ hərbi təyyarələrində, sərnəşin hava gəmilərində tətbiq edilən smart hava siqnalları sisteminin texniki göstəricilərinin artırılması üçün şərait müəyyən edilmişdir. Smart hava siqnalları sistemində əlavə təzyiq vericilərinin quraşdırılması ilə, ölçülən hündürlük-sürət parametrləri ilə yanaşı, əlavə olaraq, zəruri pilotaj parametrlər kimi hesab edilən hava gəmisinin kren, tanqaj, vurnuxma bucaqlarının və yan sürətinin ölçülməsinin mümkünlüyü və alqoritmləri verilmişdir.

Açar sözlər: hava gəmisi, hava siqnalları sistemi, tam və statik hava təzyiqləri, smart təzyiq qəbulediciləri, hücum bucağı, fəza vəziyyəti, vurnuxma bucağı.

DOI: 10.52171/2076-0515_2022_14_02_7_14

УДК: 629.7.05

Измерение пространственного положения и направления полета летательных аппаратов системой воздушных сигналов

Т.И. Каримли

Азербайджанская Национальная академия авиации (Мардакянский пр. 30, Баку, AZ1045, Азербайджан)

Для переписки:

Каримли Тогул / e-mail: tkarimli@mail.ru

Аннотация

В статье проводится обзор системы воздушных сигналов, определены перспективы совершенствования ее функциональных возможностей. Определены условия увеличения технических возможностей smart-систем воздушных сигналов, производимых на основе передовых технологий, применяемых на военных самолетах США 5-го поколения и гражданских воздушных судах. Установлением дополнительных приемников воздушных давлений на smart-системах воздушных сигналов, наряду с измеряемыми высотно-скоростными параметрами, представлены возможности и алгоритмы измерений углов крена, тангажа, рыскания и боковой скорости воздушных судов, являющиеся необходимыми пилотажными параметрами.

Ключевые слова: воздушное судно, система воздушных сигналов, полное и статическое воздушное давление, smart-приемники давлений, угол атаки, пространственное положение, угол рыскания.

Giriş

Hava gəmilərinin (HG) idarəedilməsi və naviqasiyası məsələlərinin həlli zamanı uçuş hündürlüyü, üfüqi və şaquli sürətləri ölçən informasiya mənbəyi kimi, bir qayda olaraq, aerometrik ölçmə metoduna əsaslanan hava siqnalları sistemindən (HSS) istifadə edilir [1].

Müasir HG-də rəqəmsal HSS tətbiq edilməsi naviqasiya, avtomatik idarəetmə və uçuş rejimlərinin optimallaşdırılması ilə əlaqədar olan mürəkkəb məsələlərin daha dəqiq həllinə imkan verir. Əgər HG uçuşun təhlükəli hündürlük-sürət parametrlərinə yaxınlaşarsa, HSS müvafiq işıq və səs siqnalizasiya siqnallarını hasil edir.

Aerometrik metoda əsaslanan HSS ilə, xüsusilə qitələrarası uçuşları yerinə yetirən HG-də əsas və ehtiyat informasiyalarının ölçülməsinin etibarlılığını artırmaq, metodik xətaları azaltmaq məqsədi ilə eyni bir informasiyaların bir neçə müxtəlif üsulla ölçülməsi zəruridir. Bu zərurət peyk sistemlərindən gələn siqnalların kəsilməsi nəticəsində özünü daha qabarıq formada büruzə verir.

Aerometrik üsuldan istifadə etməklə, təyyarələrin pilotaj xüsusiyyətini xarakterizə edən, bucaq parametrlərindən olan hücum bucağının və sürüşmənin ölçülməsi qurğusu geniş istifadə edilir.

Hərəkətli flyugerdən, qızdırıcıdan, gövdədən və onun daxilində yerləşən ölçü sxemindən ibarət olan qurğuda hücum bucağından asılı olaraq, flyugerin bucaq yerdəyişməsi vericinin çıxışında elektrik siqnalına çevrilir. Qanada bənzər, fırlanma oxu ətrafında hərəkət edən, axınlanan simmetrik cisim olan flyuger hava axınında quraşdırılır.

Flyuger müəyyən vəziyyətdə aerodinamik momentlə qərarlaşır. Lakin qurğu bir sıra qüsurlara malikdir. Belə ki, flyugerin mexaniki hərəkəti nəticəsində yaranan sürtünmə qüvvəsi həssaslığın azalmasına və alət xətasının

artmasına səbəb olur, bununla yanaşı, qurğu yalnız hücum bucağını və sürüşməni ölçə bilir [2].

Aerometrik metoda əsaslanan, hava parametrləri sisteminə malik, Airbus, A340-500/600 [3], Boeing 747 [4] hava gəmilərində istifadə edilən dörd ədəd, Boeing 787-də [5] isə üç ədəd tam və altı ədəd statik təzyiq qəbuledicisindən, iki ədəd havanın tam temperatur vericisindən, qızdırıcılarla təchiz edilən iki ədəd flyugerli hücum bucağı vericilərindən istifadə edilir.

Təzyiq qəbuledicilərindən, temperatur və hücum bucağı vericisindən mənimşənilən verilənlər əsasında, hava parametrləri modul-ları və müvafiq hesablayıcılar hava parametrlərinin giriş siqnallarının daxil olmasının idarə edilməsi, hava parametrlərinin hesablanması, tam və statik təzyiq qəbuledicilərinin, havanın tam temperaturu və hücum bucağı vericilərinin qızdırılması, hava parametrləri sisteminə olan nasazlıqların müəyyən edilməsi və bu barədə hesabatın hazırlanması yerinə yetirilir. Belə hava parametrləri sisteminə aşağıdakı parametrlər müəyyən edilir: statik təzyiq, tam təzyiq, təsir təzyiqi, dinamik təzyiq, tam hava temperaturu, statik hava temperaturu, barometrik hündürlük, hündürlüyün dəyişmə sürəti, indikator hava sürəti, kalibrasiya edilmiş hava sürəti, həqiqi hava sürəti, maksimal istismar sürəti, Max ədədi və hücum bucağı.

Məsələnin aktuallığı

Mövcud sistemlə HG-nin kren, tanqaj, vurnuxma bucaqlarının və yan sürətinin ölçülməməsi digər ölçmə metoduna əsaslanan inertial naviqasiya sisteminin hesabına təmin edilir.

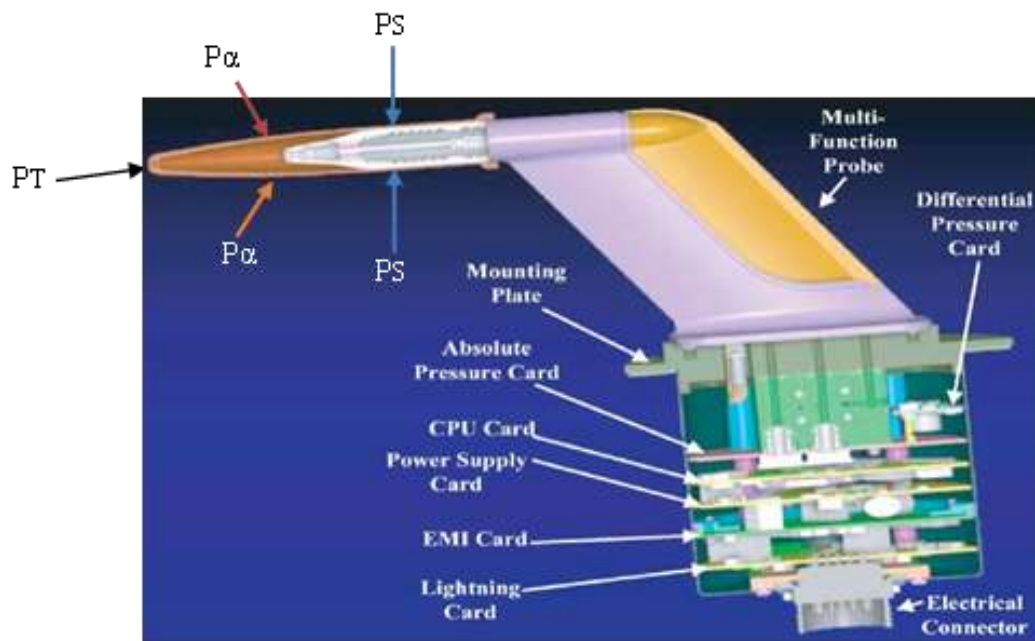
Belə ki, HG-nin kren, tanqaj, vurnuxma bucaqlarının təhlükəli həddinin aşması qəti yolverilməzdir [6].

Müasir Airbus A350, A380 və Embraer ERJ-170/190 HG-də, o cümlədən 5-ci nəsil ABŞ hərbi təyyarələrində qabaqcıl texnologiyalardan istifadəyə əsaslanan smart HSS tətbiq edilir [7].

Embraer ERJ-170/190 HG-də tətbiq edilən smart HSS digər təyyarələrdəki sistemdən fərqli olaraq, hücum bucağının flyugersiz ölçülməsi nəticəsində mexaniki sürtünmə istisna edilir, aşağı uçuş sürətlərində həssaslıq,

konstruksiyanın etibarlılığı və istismar müddəti artır, pnevmatik boru xətlərinin, təzyiq və hücum bucağı qəbuledicilərində buzlaşma əleyhinə qızdırıcıların sahəsi, kütlə qabarit göstəricilərin azaldılması baş verir, texniki xidmət asanlaşır, əməyin məhsuldarlığı artır [8].

Şəkil 1-də Smart HSS qəbuledicisinin sxemi verilmişdir.



Şəkil 1 – Smart HSS qəbuledicisi
Figure 1 – Air Data Smart Probe

Konus tipli boru şəklində olan təzyiq qəbuledicisində quraşdırılmış dəliklərdən tam təzyiq - P_T , statik təzyiq - P_S diferensial təzyiq - P_α daxil olur. Smart HSS vericisində hava siqnalları kompüterində korreksiya edilmiş statik təzyiq, korreksiya edilmiş tam təzyiq, təsir təzyiqi, dinamik təzyiq, tam hava temperaturu, statik hava temperaturu, barometrik korreksiya, barometrik hündürlük, korreksiya edilmiş barometrik hündürlük, hündürlüyün dəyişməsi, indikator hava sürəti, kalibrasiya edilmiş hava sürəti, həqiqi hava sürəti, maksimal istismar

sürəti, maksimal istismar Max ədədi və hücum bucağı kimi parametrlər müəyyən edilir [8].

Bir sıra parametrlərin ölçülməsinə və sistemin etibarlılığının və istismar müddətinin çox olmasına, texniki xidmətin sadəliyinə baxmayaraq, aerometrik metodla mövcud smart HSS ilə HG kren, tanqaj, vurnuxma bucaqlarının və yan sürətinin ölçülməsi mümkün deyil.

Aerometrik metodla, HSS ilə, xüsusilə, qitələrarası uçuşları yerinə yetirən HG-də əsas və ehtiyat informasiyaların ölçülməsinin etibarlılığını artırmaq, metodik xətalara azaltmaq məqsədilə eyni parametrlərin bir neçə müxtəlif

metodla ölçülməsi vacibdir. Bu zərurət peyk sistemlərindən gələn siqnalların kəsilməsi nəticəsində, yerüstü radiotexniki vasitələrin HG ilə əlaqəsinin mümkünsüzlüyündə (oceanların, qütblərin, çoxsaylı dağ silsilələrinin üzərindən uçarkən) özünü daha qabarıq formada büruzə verir, belə ki, HG-nin bucaq vəziyyətlərinin və naviqasiya parametrlərinin ölçülməsi, uçuşun avtomatik idarə edilməsi yalnız inersial naviqasiya sistemindən asılı olur.

Peyk, radiotexniki siqnalların olmadığı, ehtiyat informasiyanın çatışmazlığı ilə müşayiət edilən xüsusi şəraitlərdə uçuşları yerinə yetirərkən inersial naviqasiya sistemindən tam asılılığı aradan götürmək məqsədilə aerometrik metodun imkanlarını artırmağa imkan verən HG-nin bucaq parametrlərinin (kren, tanqaj, vurnuxma) və yan sürətinin ölçülməsinə şərait yaradan HSS işlənməsi qitələrarası uçuşları yerinə yetirən təyyarələr üçün aktual məsələlərdən biri hesab edilir [2, 9].

Qarşıya qoyulmuş məsələnin həlli zamanı hava siqnalları sistemi ilə HG-nin fəza vəziyyətinin (kren və tanqaj bucaqları), vurnuxmasının və yan sürətinin ölçülməsinin aerometrik metodu və qurğusunun təmsalında aşağıda qeyd edilən məqsəd nəzərdə tutulmuşdur:

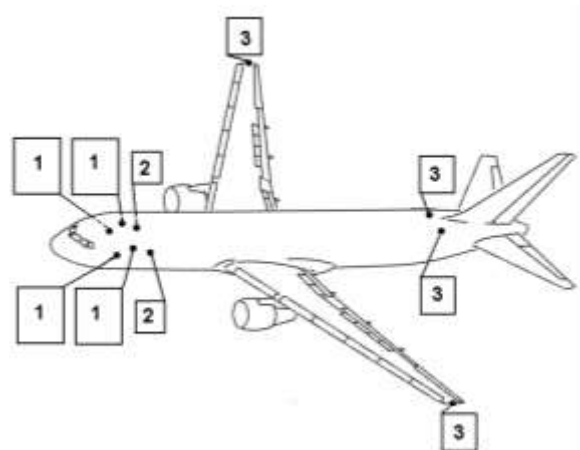
- təbii və texniki amillərdən asılı olan yerüstü radiostansiyalardan və peyk sistemindən gələn siqnalların kəsilməsi (xüsusilə dağ silsilələri, okean və qütblərin üzərindən uçuşları yerinə yetirərkən) şəraitində uçuşları davam etdirərkən, əlavə olaraq mühüm pilotaj parametrlər kimi hesab edilən HG-nin kren, tanqaj, vurnuxma bucaqlarının və yan sürətinin ölçülməsi;

- informasiya etibarlılığının və uçuşların təhlükəsizliyinin artırılmasının təmin edilməsi [10, 11].

Məsələnin həlli

Şəkil 2-də təqdim edilən, hava gəmilərinin fəza vəziyyətinin, vurnuxmasının və yan sürətinin ölçülməsinin aerometrik metodla təyin edilməsinə şərait yaradan qəbuledicilərin HG-də yerləşmə yerlərinin sxemi göstərilir. HG-nin füzelyajının ön hissəsinin sol və sağ tərəflərində quraşdırılmış dörd dəst havanın təzyiq qəbuledicisindən 1 (tam təzyiq, diferensial təzyiq, statik təzyiq, yan statik təzyiq qəbulediciləri bir gövdədə cəmləşib) və 2 ədəd havanın tam temperatur vericisindən 2, qanadın sol və sağ tərəflərinin ucunda, həmçinin füzelyajın arxa hissəsinin sol və sağ tərəflərində quraşdırılmış 4 dəst havanın təzyiq (statik təzyiq, yan statik təzyiq qəbulediciləri bir gövdədə cəmləşib) qəbuledicisindən 3 və 4 ədəd hava parametrləri kompüterindən (şəkildə göstərilməyib) ibarətdir [10, 11].

Hava parametrləri kompüterini hər bir təzyiq qəbuledicilərinin 1 dəstinə daxil olub, mənimsənilmiş təzyiqlərə mütənasib olaraq, sürət və hündürlük parametrləri ilə yanaşı, əlavə olaraq kren, tanqaj, vurnuxma bucaqlarını, həmçinin yan sürətin hesablanması və ölçülməsi əməliyyatlarını yerinə yetirir.

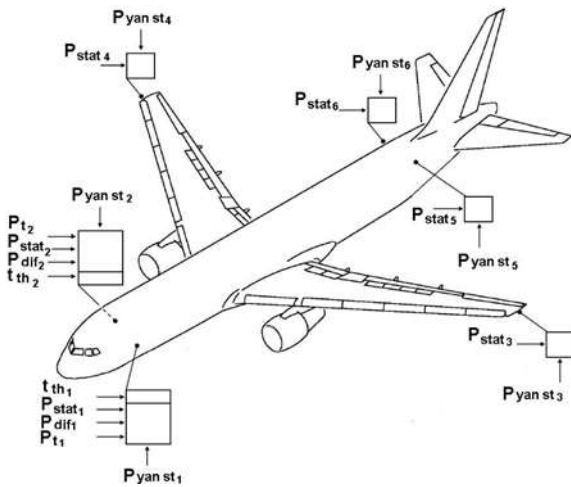


Şəkil 2 – HG-də əlavə quraşdırılan smart qəbuledicilərin yerləşmə sxemi

Figure 2 – Location scheme of additional Smart Probes installed in aircraft

Kren bucağı sol və sağ tərəf qanadların uclarında quraşdırılmış statik təzyiq qəbuledicilərindən 3 mənimlənilən təzyiqlər fərqi, tanqaj bucağı hava gəmisinin ön 1 və arxa hissəsində quraşdırılmış 3 statik təzyiq qəbuledicilərindən mənimlənilən təzyiqlər fərqi, vurnuxma bucağı və yan sürət ön sol və sağ tərəflərdə 1 və arxa hissədə quraşdırılmış 3 sol və sağ yan statik təzyiq qəbuledicilərindən mənimlənilən təzyiqlər fərqi formalaşır.

Əgər hava gəmisinin küləyin təsiri ilə yan sürətə malik olarsa, onda ön sol və arxa sol hissədə quraşdırılan havanın yan statik təzyiq qəbuledicisindəki yan statik təzyiqlər fərqi ön sağ və arxa sağ hissədə quraşdırılan yan statik təzyiqlər qəbuledicisindəki yan statik təzyiqlər fərqi bir-birinə bərabədirsə, hava gəmisinin yalnız yan sürətə görə fərqlənirsə, vurnuxma bucağına malikdir.



Şəkil 3 – HSS informasiya mənbələrinin yerləşmə sxemi

Figure 3 – Location scheme of Air Data System information sources

Şəkil 3-də HG-də smart qəbuledicilərdən mənimlənilən HSS informasiya mənbələrinin yerləşmə sxemi əsasında təklif edilən metoda əlavə olaraq kren, tanqaj, vurnuxma və yan sürət göstəricilərinin hava parametrləri kompü-

terlərində hesablanmasının algoritmi aşağıdakılardan ibarətdir:

1. Kren bucağı: $\gamma \sim P_{stat4} - P_{stat3}$ ilə müəyyən edilir. $\gamma < 0$ sol krenə (sol qanad aşağı), $\gamma > 0$ sağ krenə (sağ qanad aşağı) uyğundur. $P_{stat4} - P_{stat3} = 0$ olduqda, $\gamma = 0$ olur;

2. Tanqaj bucağı: $\vartheta \sim P_{stat5} - P_{stat1}$ və ya $\vartheta \sim P_{stat6} - P_{stat2}$ ilə müəyyən edilir. $\vartheta < 0$ şğıma (burun aşağı), $\vartheta > 0$ yüksəlmə (burun yuxarı) vəziyyətlərinə uyğundur.

$P_{stat5} - P_{stat1} = 0$ və ya $P_{stat6} - P_{stat2} = 0$ olduqda, $\vartheta = 0$ olur;

3. Vurnuxma bucağı:

$\psi \sim (P_{yan stat 5} - P_{yan stat 1}) = (P_{yan stat 2} - P_{yan stat 6})$

ilə müəyyən edilir. $\psi < 0$ sola vurnuxma, $\psi > 0$ sağa vurnuxma vəziyyətlərinə uyğundur.

$(P_{yan stat 5} - P_{yan stat 1}) = (P_{yan stat 2} - P_{yan stat 6}) = 0$

olduqda, $\psi = 0$ olur;

4. Yan sürəti:

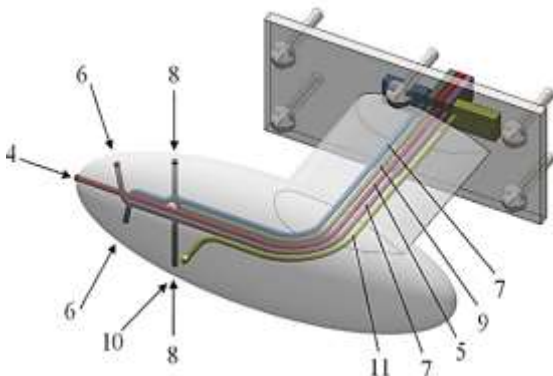
$$\begin{cases} v_{yan} \sim (P_{yan stat 1} - P_{yan stat 2}) = (P_{yan stat 5} - P_{yan stat 6}) \\ P_{yan stat 1} = P_{yan stat 3} = P_{yan stat 5} \\ P_{yan stat 2} = P_{yan stat 4} = P_{yan stat 6} \end{cases}$$

$v_{yan} > 0$ olduqda sağ tərəfə meyilli yan sürətə, $v_{yan} < 0$ sol tərəfə meyilli yan sürətə uyğundur.

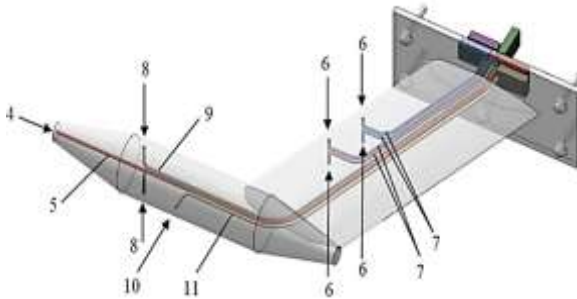
5. Vurnuxma ilə yanaşı, HG yan sürətə də malik olarsa:

$$\begin{cases} \psi \sim (P_{yan stat 5} - P_{yan stat 1}) = (P_{yan stat 2} - P_{yan stat 6}) \\ v_{yan} \sim (P_{yan stat 1} - P_{yan stat 2}) = (P_{yan stat 5} - P_{yan stat 6}) \end{cases}$$

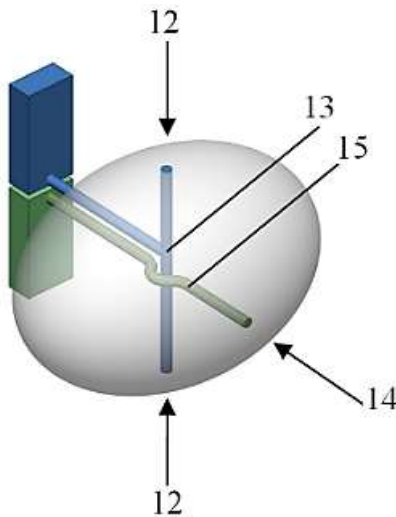
Şəkil 4, 5, 6-da təqdim edilən, hava gəmilərinin fəza vəziyyətinin, vurnuxmasının və yan sürətinin ölçülməsini təmin edən və müxtəlif nöqtələrdə quraşdırılan smart təzyiq qəbuledicilərindən ibarət aerometrik qurğular verilmişdir.



Şəkil 4 – Smart təzyiq qəbuledicisi (böyük olmayan hücum bucağı üçün)
Figure 4 – Smart probe (for a small angle of attack)



Şəkil 5 – Smart təzyiq qəbuledicisi (böyük hücum bucağı üçün)
Figure 5 – Smart probe (for a high angle of attack)



Şəkil 6 – Smart təzyiq qəbuledicisi (qanadın uclarında quraşdırılan)
Figure 6 – Smart probe (on the wingtip)

Şəkil 5 və şəkil 6-da füzelyajın ön hissəsinin sol və sağ tərəflərində quraşdırılmış dörd dəst təzyiqlər qəbuledicisinin birinin tərkib hissələri əks etdirilmişdir. Şəkil 5-də böyük olmayan hücum bucaqlarında manevr edən təyyarələr, şəkil 6-da isə böyük hücum bucaqlarında manevr edən təyyarələr üçün nəzərdə tutulan qurğular əks olunmuşdur.

Təzyiq qəbuledicilərinin girişində havanın daxil olduğu dəliklər oxlarla işarələnib. Qəbuledicilər tam təzyiq qəbuledicidən 4, onun boru xətti 5 və buzlaşma əleyhinə qızdırıcısından (sxemdə göstərilməyib); hücum bucağını xarakterizə edən diferensial təzyiq qəbuledicilərdən 6, onun boru xətti 7 və buzlaşma əleyhinə qızdırıcısından (sxemdə göstərilməyib); statik təzyiq qəbuledicilərdən 8, onun boru xətti 9 və buzlaşma əleyhinə qızdırıcısından (sxemdə göstərilməyib); prototipdən fərqli olaraq, yan statik təzyiq qəbuledicilərdən 10, onun boru xətti 11 və buzlaşma əleyhinə qızdırıcısından (sxemdə göstərilməyib); prototipdən fərqli olaraq, vurnuxma və yan sürəti ölçən əlavə quraşdırılmış hesablayıcılardan (sxemdə göstərilməyib) ibarətdir. Böyük hücum bucaqlarında hücum bucağını ölçmək üçün diferensial təzyiq qəbuledicilərinin 6 təzyiq qəbuledicilərinin dayaq tərəfində yerləşdirilməsi məqsədəuyğun hesab edilir [10, 11].

Şəkil 6-da qanadın sol və sağ tərəf uclarında və füzelyajın arxa hissəsinin sol və sağ tərəflərində quraşdırılmış smart təzyiq qəbuledicisinin əsas elementləri verilmişdir. Bu elementlər statik təzyiq qəbuledici 12, onun boru xətti 13 və buzlaşma əleyhinə qızdırıcısından (sxemdə göstərilməyib); prototipdən fərqli olaraq yan statik təzyiq qəbuledicisi 14, onun boru xətti 15 və buzlaşma əleyhinə qızdırıcısından (sxemdə göstərilməyib), prototipdən fərqli olaraq tanqaj və kren bucaqlarını ölçən əlavə quraşdırılmış hesablayıcılardan ibarətdir.

Nəticə

Əlavə ölçülən parametrlər HSS kompüterlərində hesablandıqdan sonra, informasiya etibarlılığının və uçuşun təhlükəsizliyinin artırılması məqsədilə, müvafiq elektrik siqnalları vizual və audio xəbərdarlıq, mühafizə, uçuşun avtomatik idarəetmə sistemlərinə ötürülür.

Bu informasiyalar əsasında müvafiq vizual və audio xəbərdarlıq, mühafizə, uçuşun avtomatik idarəetmə sistemlərindən istifadə edilməklə uçuşların təhlükəsizliyinin artırılma-

sı son dərəcə vacibdir. Belə ki, statistikaya əsasən ümumi aviasiya qəzalarının 20%-ə qədər olan hissəsi məhz fəzada istiqamətlənmənin pozulması səbəbindən baş verir. Bunlardan 90%-nin faciəvi sonluqla nəticələndiyini nəzərə alsaq, təklif edilən metod və qurğunun əlavə informasiya mənbələri kimi istifadə olunması HSS texniki imkanlarının genişləndirilməsi ilə yanaşı, uçuşların təhlükəsizliyinin artmasına şərait yaradır.

REFERENCES

1. Instrumentation. JAA ATPL. Theoretical knowledge manual. Oxford Aviation, Frankfurt, Germany, 2001, pp. 392-394. *(in English)*
2. **Kərimli T.İ.** Mülki hava gəmilərində hava siqnalları sisteminin texniki imkanlarının genişləndirilməsi. Bakı: MAA, *Elmi Məcmualər*, 2016. Cild 18, №2, s. 27-34. *(in Azerbaijani)*
3. Airbus A340-500/600 Technical Training Manual. Navigation. Airbus S.A.S. 31707. Blagnac Cedex, France. August 2003, pp. 6-13. *(in English)*
4. Boeing 747-8. Aircraft Maintenance Manual. Navigation. The Boeing Company, 2015. Section 34-11-00. pp. 2-19, Section 34-25-00, pp.1-29. *(in English)*
5. Boeing 787 Training Student Lab Notebook Navigation Systems - Avionics Book. The Boeing Company, 2010, pp. 6-38. *(in English)*
6. **Kərimli T.İ., Neymətov V.A., Kərimli V.İ.** Pyezoelektrik özüsazlanan girooskop-akselerometrin iş rejimləri. *Azərbaycan Mühəndislik Akademiyasının Xəbərləri*, 2018. Cild 10, №1. s.7-15 *(in Azerbaijani)*
7. Sensors and Integrated Systems: [Electronic resource] Smart probes. URL: www.goodrich.com. Goodrich. *(in English)*
8. Embraer E-Jet 170, 190. Maintenance Training Manual. Navigation system. July 2011, pp.17-37. *(in English)*
9. **Erkolayn B.** Poterya prostranstvennoy orientatsii v aviasii: issledovaniya, vlianiya na bezopasnost polyetov, resheniye problem. Mejdunarodnyy seminar "Prostranstvennaya orientirovka v aviasii. Issledovaniya, vlianiye na bezopasnost poletov, puti resyeniya problemy". Sankt-Peterburg, 28-29 aprely, 2010, s. 12-16. *(in Russian)*
10. **Kərimli T.İ., Kərimli V.İ.** Hava gəmilərinin fəza vəziyyətinin, vurnuxmasının və yan sürətinin ölçülməsinin aerometrik üsulu və qurğusu. Azərbaycan Respublikası. Patent-ixtira. İddia sənədinin № a2017 0019, 31.05.2021 *(in Azerbaijani)*
11. **Pashayev A.M., Hazarkhanov A.T., Karimli T.I., Neymatov V.A., Karimli V.I.** Aerometric method and device (system) for measuring aircraft spatial position, yaw and lateral velocity. United States Patent Application Publication, US 2019/0137537 A1. 2019 *(in English)*