

Jerzy ŁUKASIEWICZ, Joanna LUBIENIECKA, Jerzy KUSIŃSKI,
 Wiesław SARNA, Krzysztof TCHÓRZNICKI
Air Force Institute of Technology (Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych)

THE AUTOMATED SYSTEM OF OPTICAL OBSERVATION AND TRACKING OF SPACE OBJECTS

Zautomatyzowany system optycznej obserwacji i śledzenia obiektów w przestrzeni kosmicznej

Abstract: *Having a fleet of artificial satellites necessitates the construction of a system that will enable obtaining information on the situation in the Earth orbit (Space Situation Awareness - SSA). Such systems are built either as active radar systems or as passive optical systems. The automated system of optical observation and tracking of space objects (ASOPEK) consists of two optical systems (wide-angle and narrow-angle) and software enabling: detection of artificial satellites in the field of view of the system, identification of detected objects, updating the satellite database with unknown objects, updating orbits of observed objects. The ASOPEK system was created as part of a project financed by the National Center for Research and Development No. DOB-BIO7/25/02/2015.*

Keywords: satellite, LEO, telescope, SSA, SST

Streszczenie: *Posiadanie floty sztucznych satelitów wymusza konieczność zbudowania systemu, dzięki któremu możliwe będzie pozyskiwanie informacji na temat sytuacji panującej na orbicie okołoziemskiej (ang. Space Situation Awareness - SSA). Systemy takie budowane są albo jako aktywne systemy radarowe albo jako pasywne systemy optyczne. Zautomatyzowany system optycznej obserwacji i śledzenia obiektów w przestrzeni kosmicznej (ASOPEK) składa się z dwóch systemów optycznych (szerokokątnego oraz wąskokątnego) oraz oprogramowania umożliwiającego: wykrywanie sztucznych satelitów w polu widzenia systemu, identyfikację wykrytych obiektów, uaktualnianie bazy danych satelitów o obiekty nieznanne, uaktualnianie orbit obserwowanych obiektów. System ASOPEK powstał w ramach projektu finansowanego przez NCBiR nr DOB-BIO7/25/02/2015.*

Słowa kluczowe: satelita, LEO, teleskop, SSA, SST

1. Introduction

Gaining the ability to observe and track artificial Earth satellites is particularly important for national defense and security, especially when:

- it is planned to create its own fleet of artificial satellites (e.g. used for optoelectronic Earth observation);
- there is a need to detect and identify objects that are "out of control" and can pose a variety of threats (uncontrolled fall to Earth, collision with other objects in orbit);
- satellites that are intelligence threat to the Polish Armed Forces must be identified.

Observation systems of objects in Earth orbit are built as active radar systems or passive optical systems. While radar systems are usually narrow-angle systems, optical systems can also be built as wide-angle systems or hybrid systems - including wide- and narrow-angle components.

The work describes the observation system developed at AFIT for observing and tracking objects in space.

The aim of the project, financed by the National Center for Research and Development was to build a system that allows obtaining information so-called "Space Situational Awareness" (SSA), i.e. allowing full control - about object, orbit, state of the object (object out of control - the threat of falling, collision, change of orbit).

The specific objective of the scientific research that had to be carried out during the project was:

- developing the structure of the Polish SSZ observation system at the system level;
- developing the mechanical, electronic, optical structure, of the system conducting regular observations of the sky from Poland for the needs of SSZ detection;
- developing control algorithms and control software for the system that performs regular sky observations in a way that minimizes the need for service (autonomous robotic telescope control system);
- developing observation and validation strategies for the Polish SSZ detection system;
- development of SSZ optical detection algorithms;
- determining SSZ orbits based on observational measurement data.

2. The wide-angle component of the system (WFOV)

The wide-angle component is a 120° fly-eye telescope composed of nine smaller telescopes, consisting of optics with a diameter of 50 mm and a cooled CCD camera with a resolution of 16 MPix. The concept of the fly-eye telescope has been known and used for several years [3], however, the described solution uses an innovative solution based on the use of motionless mount. The emerging problem of field of view rotation was solved by means of proprietary software, thanks to which such a wide field of view was obtained; in

the cited solution [3], the field of view of approx. 40° is obtained, in the project "Pi of the sky" [15] approx. 20° . Fixed mount also has the effect of increasing the durability of the structure and its autonomy. The complete component is shown in fig. 1. Each camera is controlled by its own computer, which is also used to analyze the acquired image.

In the image acquisition and analysis system, a time server was used, which made it possible to precisely determine the ephemeris of stars used to determine the position of the recorded "traces", and further to calculate the orbit elements of the detected objects, the method was taken from the work [2].



Fig. 1. Mechanical assembly for the WFOV - next to a rack with a system of control computers and a time server

3. The narrow-angle component of the system (NFOV)

The narrow-angle component (NFOV) is a system consisting of:

- reflector telescope built in the Richey-Chrétien system (both hyperbolic mirrors) with a diameter of the main mirror 0.4 m, equipped with a refractive field-flattener system;
- fast (approx. 1 frame / s), high resolution (50 MPix), cooled CCD camera;
- control computer.

Based on the solutions described in [5, 12], the telescope design was created in conjunction with the camera design, thanks to which very good work of the narrow-angle component was ensured. The optical design of the telescope was created using the simulation systems described in [11]. The mechanical design was created based on the work [17]. The camera project was based on the solutions described in works [6, 7, 9].

The narrow-angle component is shown in fig. 2. The NFOV telescope field of view is approximately 1° . The wide-angle and narrow-angle component control computers, time server and power systems were placed in the rack, also shown in fig. 1.



Fig. 2. NFOV telescope on a laboratory and field test stand

4. Control and data acquisition algorithms and software

Development of algorithms for extracting satellite tracks from the image

The algorithms for extracting satellite traces from the image were based on solutions developed as part of the project "Ground-based object detection and tracking system in low Earth orbits" financed by the National Centre for Research and Development as part of the project 0054/R/T00/2008/06, with added the ability to synchronize time from a PTP time server using the IEEE 1588-2008 PTPv2 protocol with microsecond accuracy. Precise time synchronization was a prerequisite for ensuring the required precision in determining the position of the satellites

Development of positioning algorithms - calculation of orbit parameters

To determine the elements of the orbit, the SGP4 model described in [16] was used. It is widely used by NASA and ESA when planning space missions. Because the wide-angle component detects objects very low above the horizon, it was necessary to take into account the atmospheric refraction described in [1, 13, 14].

In the process of calculating orbit parameters, the following algorithms developed within the project were used:

- trajectory search algorithm;
- algorithm for calculating the optimal orbit;
- trace recognition algorithm.

Algorithm for searching trajectories

In order to determine the precise parameters of the orbit of the observed satellite, it is necessary to know the largest number of points (position in the sky and time) of its trajectory observed by the WFOV telescope in a given geographical location. The WFOV subsystem collects data on observed satellite tracks in the database, which require interpretation whether they are related to the same satellite or different satellites. The trajectory search algorithm allows you to assign registered tracks to the passage of one object.

Trajectory search is performed in four steps:

- Step 1 is the filtration of collected data in order to initially limit the number of recorded tracks to tracks from the geographical location of the reference track and the time range corresponding to the registration of a maximum of one flight.
- Step 2 involves calculating the parameters of the coarse orbit reference track and recognizing the registered satellites according to the parameters of this orbit.
- Step 3 involves filtering the list for inclination of the designated coarse orbit. Traces with an inclination difference greater than the specified search parameter are discarded.
- Step 4 involves the expansion of the track list. The expansion consists in treating each track on the temporary list as a reference track and performing the step 2 operation for it.

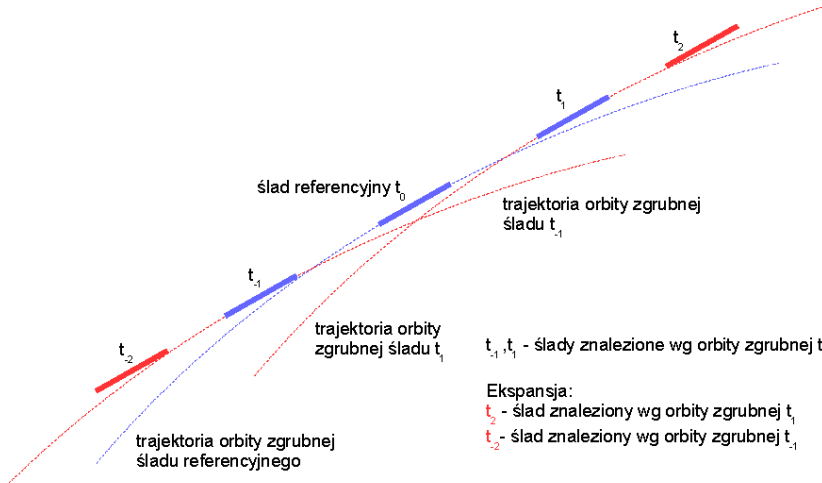


Fig. 3. Algorithm of trajectory search

The algorithm for calculating the optimal orbit

The purpose of the process of calculating the optimal orbit is to find such parameters that for which the error of trajectory calculation determining the in relation to the observed trajectory is minimal. The observed trajectory includes a list of traces understood as the positions of the satellite in the horizontal topo centric coordinate system at specific times. The calculated trajectory includes the list of traces understood as the positions of the satellite in the horizontal topo centric coordinate system calculated on the basis of orbit parameters at the same time moments as the traces of the observed trajectory.

Track recognition algorithm

The purpose of the trace recognition process is to link the tracks of the satellites registered by the WFOV subsystem with the existing database of known satellites. The result of the recognition operation is the creation of links in the WFOV subsystem database between the recorded track and the records in the known satellites database. The track recognition algorithm is also used by the trajectory search algorithm.

The track recognition operation is carried out in three steps:

- Step 1 consists of searching the nearest known satellites database in the moment of the track registration.
- Step 2 involves determining the projection of the position of all visible known satellites on the blue sphere. The determined pairs of positions of known satellites are treated as simulated tracks.
- Step 3 involves comparing the recognized track with the generated tracks of known satellites.

5. System Tests

After the combination of hardware and software components and the foundation of the system in the field, tests were carried out using standard astronomical procedures described in [14] and proprietary solutions.

From several dozen to several hundred object registrations were obtained for one observation night (in Poland, 80-85 observation nights are registered annually). Approximately 90% of the detected objects were identified and assigned to the corresponding TLE database records maintained by NORAD. The remaining 10% of objects are objects outside the database, among which are spy satellites and other not reported to the International Astronautical Union.

Figure 4 shows the raw frame from the WFOV component camera. The detected satellite was identified, and then after several registration the elements of its orbit were calculated (fig. 5).

A satellite image was recorded using the NFOV component (fig. 6 - raw frame).

An attempt was also made to track a satellite with calculated orbit parameters - the test is shown in fig. 8. The test was carried out for selected satellites using NORAD data and own observational data. The results are shown in tab. 1.

The data contained in it shows that the orbits determined on the basis of NORAD data are of little use for only narrow-angle observation systems (like the NFOV component).

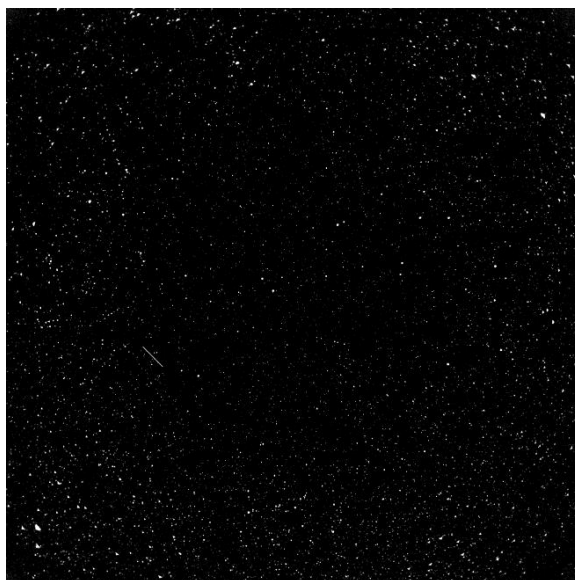


Fig. 4. Image from a single WFOV component camera with recorded satellite track (field of view $41^\circ \times 41^\circ$, 35 arcsec/pixel)

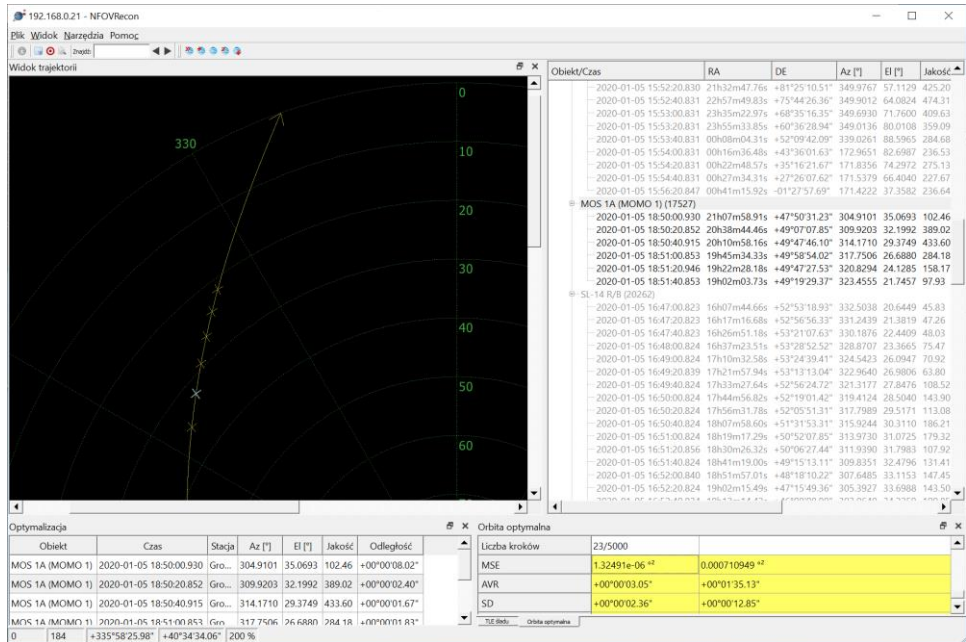


Fig. 5. Determination of orbit parameters of the registered MOS 1 object (MOMO 1)

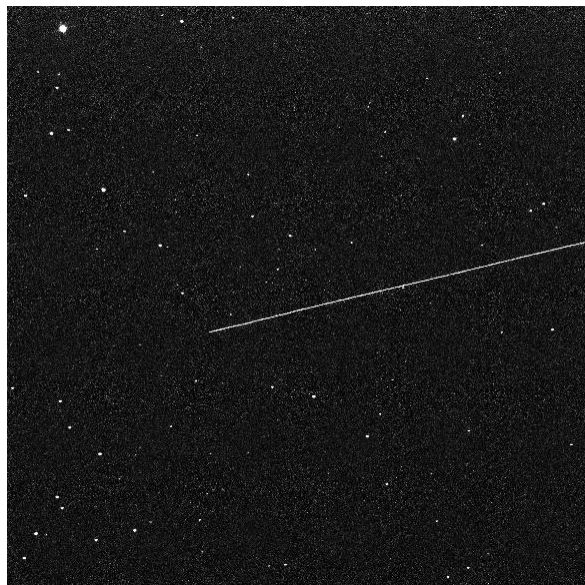


Fig. 6. Image from the NFOV component camera with the recorded satellite track

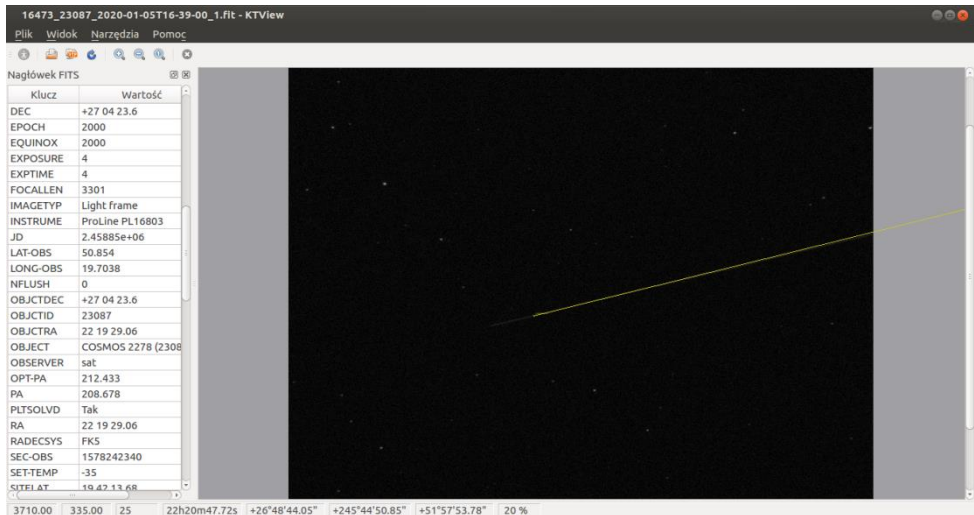


Fig. 7. Registered satellite (white trace), after identification and comparison of the orbit calculated on the basis of registration (yellow trace)

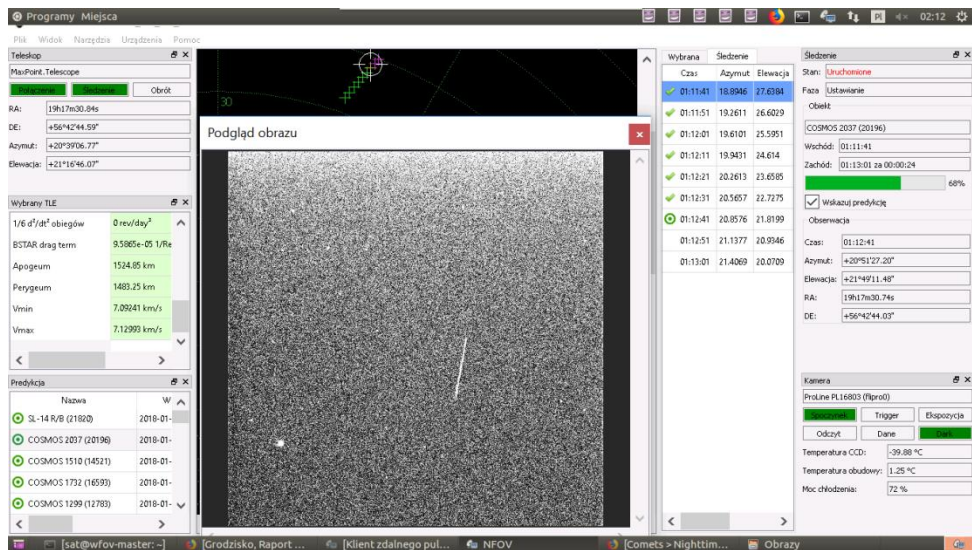


Fig. 8. An attempt to trace the identified COSMOS 2037 satellite

However, orbits calculated on the basis of our own observations are sufficiently accurate to conduct observations using optical systems with a very narrow angle of view. The average error of matching was about 4.5 arcsec, which with systems with a field of view of 30 arcmin ensures the location of the searched object in the center of the telescope's field of view.

Table 1

Comparison of the accuracy of determining orbit parameters for tracked satellites

Lp.	Name of the satellite (ID NORAD)	Number of observations	Average error of matching orbit for observation	Average error of matching NORAD orbit for observation
1	SL-8 R/B (10521)	9	7,94"	1'39,73"
2	COSMOS 1365 (13175)	16	5,67"	1'25,33"
3	COSMOS 1470 (14147)	7	8,64"	3'39,85"
4	SL-14 R/B (14700)	5	4,12"	35,37"
5	SL-8 R/B (16012)	13	6,14"	2'19,39"
6	COSMOS 1803 (17177)	6	2,71"	21,07"
7	SL-14 R/B (17291)	14	4,71"	1'45,72"
8	MOS 1A (MOMO 1) (17527)	6	2,21"	1'35,12"
9	SL-14 R/B (20262)	24	1,86"	31,02"
10	SL-8 R/B (21015)	12	3,63"	2'28,30"
11	INTERCOSMOS 25 (21819)	27	3,32"	17,34"
12	TOPEX/POSEIDON (22076)	19	1,94"	1'17,26"
13	COSMOS 2278 (23087)	18	4,48"	2'05,24"
14	ARIANE 40+ R/B (23561)	6+2*	6,86"	2'36,01"

* The second flight after the orbit around the Earth was recorded and included in the calculations.

6. Summary

The built system turned out to be an effective tool for detecting objects in the Earth's orbit and calculating elements of their orbit, thanks to which it will be possible to create your own database of objects in Earth's orbit, analogous to the TLE database maintained by NORAD, however, containing much more current data. In the case of space debris in Earth's orbit, knowledge of their current orbit allows full implementation of the SSA idea [8].

Project results in the form of a database of objects in orbit and a system of WFOV and NFOV telescopes can become a Polish part of the European program SST [4, 10], in particular CAT services - space objects catalog and DEB - space debris characteristics.

7. References

1. Andrews L.C.: Field Guide to Atmospheric Optics, SPIE Press 2004.
2. Bradt H.: Astronomy Methods. A physical Approach to Astronomical Observations, Cambridge University Press 2007.
3. Cibin L., Chiarini M., Gregori P., Bernardi F.: The Fly-Eye Telescope, Development and First Factory Tests Results. 1st NEO and Debris Detection Conference, Darmstadt 2019.
4. Decision No 541/2014/EU of the European Parliament and of the Council of 16 April 2014 establishing a Framework for Space Surveillance and Tracking Support.
5. Fisher R.E., Tadic-Galeb B., Yoder P.R.: Optical System Design. SPIE Press 2008.
6. Hobbs P.C.D.: Building Electro-Optical Systems. Making It All Work, Wiley Inc. 2009.
7. Howell S.B.: Handbook of CCD Astronomy. Cambridge University Press 2006.
8. Identyfikacja wymagań europejskiej sieci SST oraz dopasowanie procedur wymiany informacji z europejską bazą SST [Identification of the requirements of the European SST network and adaptation of procedures of information exchange to the European SST base]. ITWL, WAT, Creotech Instruments, 2018.
9. McLean I.S.: Electronic Imaging in Astronomy. Detectors and Instrumentation, Springer Praxis Publishing 2008.
10. Polska Strategia Kosmiczna - Załącznik do uchwały nr 6 Rady Ministrów z dnia 26 stycznia 2017 r. (poz. 203) w sprawie przyjęcia Polskiej Strategii Kosmicznej [Polish Space Strategy - Appendix to Resolution No. 6 of the Council of Ministers of 26 January 2017 (item 203) on the adaptation of European space strategy].
11. Schmidt J.D.: Numerical Simulation of Optical Wave Propagation. SPIE Press 2010.
12. Smith W.J.: Modern Optical Engineering. SPIE Press 2008.
13. Stover J.C.: Optical Scattering. Measurement and Analysis. SPIE Press 1995.
14. Suiter H.R.: Star Testing Astronomical Telescopes. Willmann Bell Inc. 2008.
15. Uzycki J., Kaspruwicz G., Mankiewicz M., Nawrocki K., Sitek P., Sokolowski M., Sulej R., Tlaczala W.: Data transmission protocol for "Pi of the Sky" cameras. XVII IEEE-SPIE Symposium on Photonics, Electronics and Web Engineering WILGA 2006, Proc. SPIE, Vol. 6347, October 2006.
16. Vallado D.A., Crawford P.: SGP4 Orbit Determination, American Institute of Aeronautics and Astronautics, San Francisco 2008.
17. Yoder P.R. Jr: Mounting Optics in Optical Instruments. SPIE Press 2008.

ZAUTOMATYZOWANY SYSTEM OPTYCZNEJ OBSERWACJI I ŚLEDZENIA OBIEKTÓW W PRZESTRZENI KOSMICZNEJ

1. Wstęp

Pozyskanie zdolności do obserwacji oraz śledzenia sztucznych satelitów Ziemi jest szczególnie istotne dla obronności i bezpieczeństwa państwa, szczególnie kiedy:

- planowane jest utworzenie własnej floty sztucznych satelitów (m.in. służących do optoelektronicznej obserwacji Ziemi),
- pojawia się konieczność wykrywania i identyfikacji obiektów, które „wymknęły się spod kontroli” i mogą stanowić różnorodne zagrożenie (niekontrolowany upadek na Ziemię, kolizję z innymi obiektami na orbicie),
- trzeba identyfikować satelity będące zagrożeniem wywiadowczym dla SZ RP.

Systemy obserwacji obiektów na orbicie okołoziemskiej budowane są jako aktywne systemy radarowe lub pasywne systemy optyczne. O ile systemy radarowe są z reguły systemami wąskokątnymi, o tyle systemy optyczne mogą być budowane również jako systemy szerokokątne lub systemy hybrydowe – zawierające komponent szeroko- oraz wąskokątny.

W pracy opisano opracowany w ITWL system obserwacyjny przeznaczony do obserwacji i śledzenia obiektów w przestrzeni kosmicznej.

Celem projektu, finansowanego przez NCBiR, było stworzenie systemu pozwalającego na uzyskiwanie informacji stanowiących tzw. „System świadomości sytuacyjnej w kosmosie” (ang. Space Situational Awareness), czyli systemu pozwalającego na pełną kontrolę – jaki obiekt, jaka orbita, jaki jest stan obiektu (obiekt poza kontrolą – groźba upadku, kolizji, zmiana orbity) znajdującego się na orbicie.

Celem szczegółowym badań naukowych, które należało przeprowadzić w ramach projektu, było:

- opracowanie struktury polskiego systemu obserwacji SSZ na poziomie systemowym,
- opracowanie konstrukcji mechanicznej, elektronicznej oraz optycznej systemu prowadzącego regularne obserwacje nieba z terytorium Polski na potrzeby detekcji SSZ,
- opracowanie algorytmów kontroli i oprogramowania sterującego systemem realizującego regularne obserwacje nieba w sposób minimalizujący konieczność obsługi,

- opracowanie strategii obserwacyjnych i walidacyjnych polskiego systemu detekcji SSZ,
- opracowanie algorytmów detekcji optycznej SSZ,
- wyznaczanie orbit SSZ w oparciu o obserwacyjne dane pomiarowe.

2. Komponent szerokokątny (WFOV) systemu

Komponent szerokokątny jest teleskopem o kącie widzenia 120° zbudowanym w układzie „oka muchy” (ang. fly-eye) z dziewięciu mniejszych teleskopów, składających się z optyki o średnicy 50 mm i chłodzonej kamery CCD o rozdzielczości 16 MPix. Koncepcja teleskopu *fly-eye* jest znana i stosowana od kilkunastu lat [3], jednakże w opisywanym urządzeniu zastosowano nowatorskie rozwiązanie polegające na wykorzystaniu nieruchomego montażu. Pojawiający się problem rotacji pola widzenia zniwelowano za pomocą własnego oprogramowania, dzięki czemu uzyskano tak szeroki kąt widzenia; w cytowanym rozwiązaniu [3] uzyskiwany jest kąt widzenia ok. 40° , w projekcie „Pi of the sky” [15] ok. 20° . Nieruchomy montaż ma również wpływ na zwiększenie trwałości konstrukcji i jej autonomiczności.

Kompletny komponent pokazano na rys. 1. Każda z kamer jest sterowana poprzez własny komputer, który służy również do analizy pozyskiwanego obrazu.

W układzie pozyskiwania obrazu i jego analizy wykorzystano serwer czasu, dzięki czemu możliwe stało się precyzyjne wyznaczanie efemeryd gwiazd używanych do określania pozycji zarejestrowanych „śladów”, a dalej do obliczania elementów orbit wykrytych obiektów, metodę zaczerpnięto z pracy [2].



Rys. 1. Montaż mechaniczny dla teleskopu szerokokątnego WFOV – obok szafa z systemem komputerów sterujących oraz serwerem czasu

3. Komponent wąskokątny (NFOV)

Komponent wąskokątny jest systemem składającym się z:

- teleskopu zwierciadlanego zbudowanego w układzie Richey-Chretienne’a (oba zwierciadła hiperboliczne) o średnicy zwierciadła głównego 0,4 m, wyposażonym w refrakcyjny układ „wypłaszczacza pola” (ang. *field-flattener*),
- szybkiej (ok. 1 klatki/s), wysokorozdzielczej (50 MPix), chłodzonej kamery CCD,
- komputera sterującego.

Bazując na rozwiązaniach opisanych w pracach [5, 12], projekt teleskopu powstał w powiązaniu z projektem kamery, dzięki czemu zapewniono bardzo dobrą pracę komponentu wąskokątnego. Projekt optyczny teleskopu opracowano, wykorzystując systemy symulacji opisane w [11]. Projekt mechaniczny opracowano, bazując na pracy [17]. Projekt kamery oparto na rozwiązaniu opisanym w pracach [6, 7, 9]

Teleskop wąskokątny pokazano na rys. 2. Pole widzenia teleskopu NFOV wynosi ok. 1°. Komputery sterujące komponentu szerokokątnego, wąskokątnego, serwer czasu, systemy zasilania umieszczono w jednej szafie typu rack, pokazanej na rys. 1.



Rys. 2. Teleskop NFOV na stanowisku testowym: laboratoryjnym i polowym

4. Algorytmy oraz oprogramowanie sterujące i zbierające dane

Opracowanie algorytmów wyodrębniania śladów satelitów z obrazu

Algorytmy wyodrębniania śladów satelitów z obrazu oparto na rozwiązaniach wypracowanych w ramach projektu „Naziemnego systemu wykrywania i śledzenia obiektów na niskich orbitach okołoziemskich” finansowanego przez NCBiR w ramach projektu 0054/R/T00/2008/06, m.in. dodano możliwość synchronizacji czasu z serwera czasu PTP za pomocą protokołu IEEE 1588-2008 PTPv2 z dokładnością mikrosekundową. Precyzyjna synchronizacja czasu była warunkiem koniecznym zapewnienia wymaganej precyzji określania pozycji satelitów.

Opracowanie algorytmów określenia położenia – obliczanie parametrów orbity

W celu wyznaczenia elementów orbity użyto modelu SGP4 opisanego w pracy [16]. Jest on szeroko stosowany przez NASA i ESA podczas planowania misji kosmicznych. Ponieważ komponent szerokokątny wykrywa obiekty znajdujące się bardzo nisko nad horyzontem konieczne było uwzględnienie refrakcji atmosferycznej, opisaney w pracy [1, 13, 14].

W procesie obliczania parametrów orbity wykorzystano następujące algorytmy opracowane w ramach projektu:

- algorytm wyszukiwania trajektorii,

- algorytm obliczania orbity optymalnej,
- algorytm rozpoznawania śladów.

Algorytm wyszukiwania trajektorii

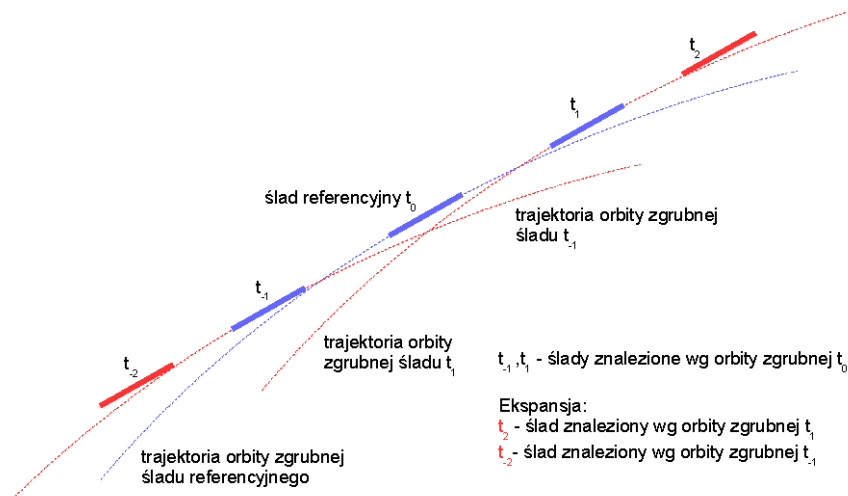
W celu wyznaczenia precyzyjnych parametrów orbity obserwowanego satelity konieczna jest znajomość jak największej liczby punktów (pozycja na niebie i czas) jego trajektorii zaobserwowanej przez podsystem WFOV w danej lokalizacji geograficznej. Podsystem WFOV gromadzi w bazie dane o zaobserwowanych śladach satelitów, które wymagają interpretacji, czy dotyczą one przelotu tego samego satelity, czy też różnych satelitów. Algorytm wyszukiwania trajektorii pozwala na przyporządkowanie zarejestrowanych śladów do przelotu jednego obiektu.

Operacja wyszukiwania trajektorii wykonywana jest w czterech etapach:

- Etap 1 polega na filtracji zgromadzonych danych w celu wstępnego ograniczenia liczby zarejestrowanych śladów do śladów pochodzących z lokalizacji geograficznej śladu referencyjnego i zakresu czasu odpowiadającego rejestracji maksymalnie jednego przelotu.
- Etap 2 polega na obliczeniu parametrów orbity zgrubnej śladu referencyjnego i rozpoznaniu zarejestrowanych satelitów według parametrów tej orbity.
- Etap 3 polega na filtracji listy pod względem inklinacji wyznaczonej orbity zgrubnej. Odrzucane są ślady o różnicy inklinacji większej niż zadany parametr poszukiwania.
- Etap 4 polega na ekspansji listy śladów. Ekspansja polega na potraktowaniu każdego śladu należącego do tymczasowej listy jako śladu referencyjnego i wykonania dla niego operacji z etapu 2.

Algorytm obliczania orbity optymalnej

Celem procesu obliczania orbity optymalnej jest znalezienie takich parametrów orbity, dla których błąd wyznaczenia trajektorii wyliczonej w stosunku do trajektorii obserwowanej jest minimalny. W skład trajektorii obserwowanej wchodzi lista śladów rozumiana jako pozycje satelity w horyzontalnym topocentrycznym układzie współrzędnych w określonych momentach czasowych. W skład trajektorii wyliczonej wchodzi lista śladów rozumiana jako pozycje satelity w horyzontalnym topocentrycznym układzie współrzędnych wyliczone na podstawie parametrów orbity w tych samych momentach czasowych co ślady trajektorii obserwowanej.



Rys. 3. Algorytm wyszukiwania trajektorii

Algorytm rozpoznawania śladów

Celem procesu rozpoznawania śladów jest powiązanie śladów satelitów zarejestrowanych przez podsystem WFOV z istniejącą bazą znanych satelitów.

Wynikiem operacji rozpoznania jest utworzenie w bazie danych podsystemu WFOV powiązań rekordów zarejestrowanych śladów z rekordami bazy znanych satelitów. Algorytm rozpoznawania śladów wykorzystywany jest także przez algorytm poszukiwania trajektorii.

Operacja rozpoznania śladu przebiega w trzech etapach:

- Etap 1 polega na wyszukaniu dla momentu rejestracji śladu najbliższej czasowo bazy znanych satelitów.
- Etap 2 polega na wyznaczeniu projekcji na sferze niebieskiej pozycji wszystkich widocznych znanych satelitów. Wyznaczone pary pozycji znanych satelitów są traktowane jako symulowane ślady.
- Etap 3 polega na porównaniu rozpoznawanego śladu z wygenerowanymi śladami znanych satelitów.

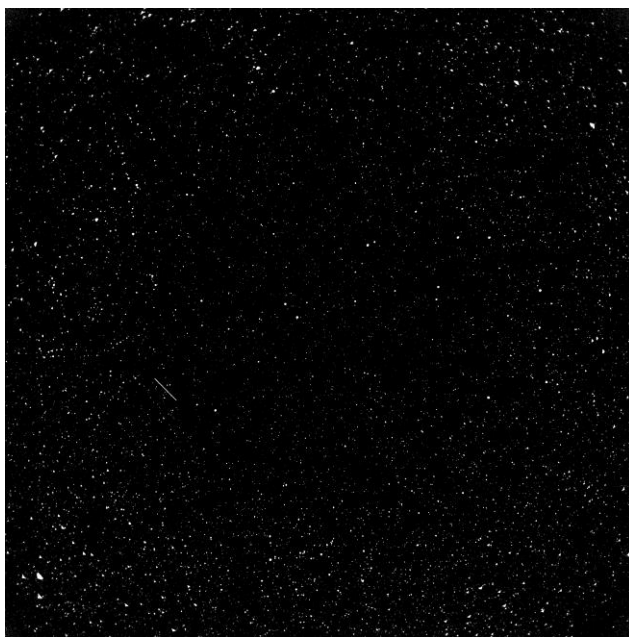
5. Testy systemu

Po połączeniu elementów sprzętowych i oprogramowania oraz posadowienia systemu w terenie, przeprowadzono testy, korzystając ze standardowych procedur astronomicznych opisanych w pracy [14] oraz własnych rozwiązań.

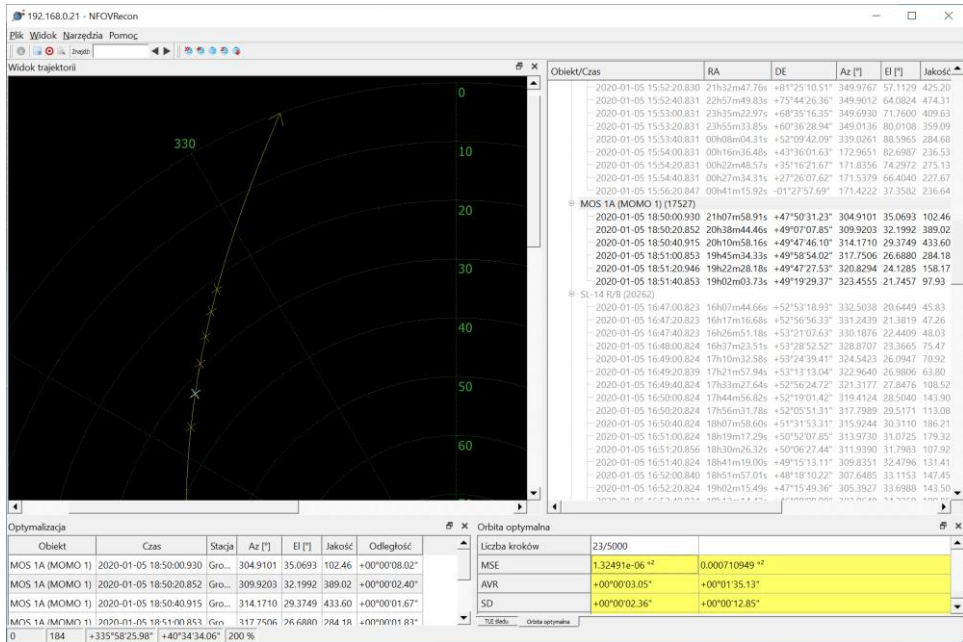
Uzyskano od kilkudziesięciu do kilkuset rejestracji obiektów na jedną noc obserwacyjną (w warunkach Polski rocznie rejestruje się 80–85 nocy obserwacyjnych). W ok. 90% udało się zidentyfikować wykryte obiekty i przyporządkować je do odpowiednich rekordów bazy TLE prowadzonej przez NORAD. Pozostałe 10% to obiekty spoza bazy danych, wśród których są satelity szpiegowskie oraz inne niezgłoszone do Międzynarodowej Unii Astronautycznej. Na rys. 4 pokazano surową klatkę z kamery komponentu WFOV. Wykryty satelita został zidentyfikowany, a następnie po kilkukrotnej rejestracji określono elementy jego orbity (rys. 5). Za pomocą komponentu NFOV zarejestrowano obraz satelity (rys. 6 – surowa klatka).

Wykonano również próbę śledzenia satelity o obliczonych parametrach orbity – próbę przedstawiono na rys. 8. Próbę przeprowadzono dla wybranych satelitów, korzystając z danych NORAD oraz danych obserwacyjnych własnych. Wyniki przedstawiono w tab. 1.

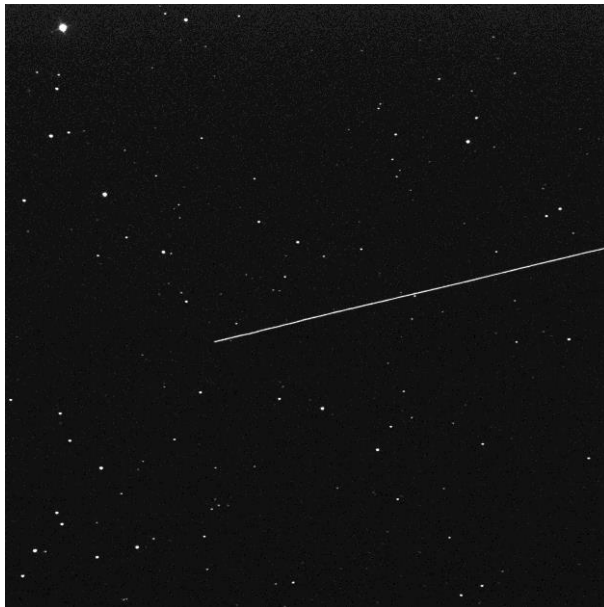
Z danych w niej zawartych wynika, że orbity określone na podstawie danych NORAD są mało przydatne w przypadku tylko wąskokątnych systemów obserwacyjnych (tak jak komponent NFOV).



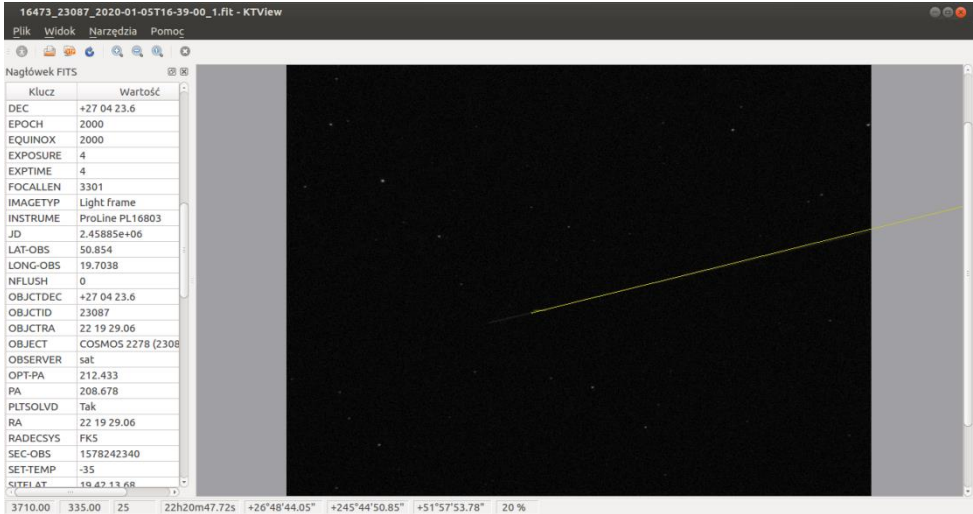
Rys. 4. Obraz z pojedynczej kamery komponentu WFOV z zarejestrowanym śladem satelity (pole widzenia $41^\circ \times 41^\circ$, 35 arcsec/pixel)



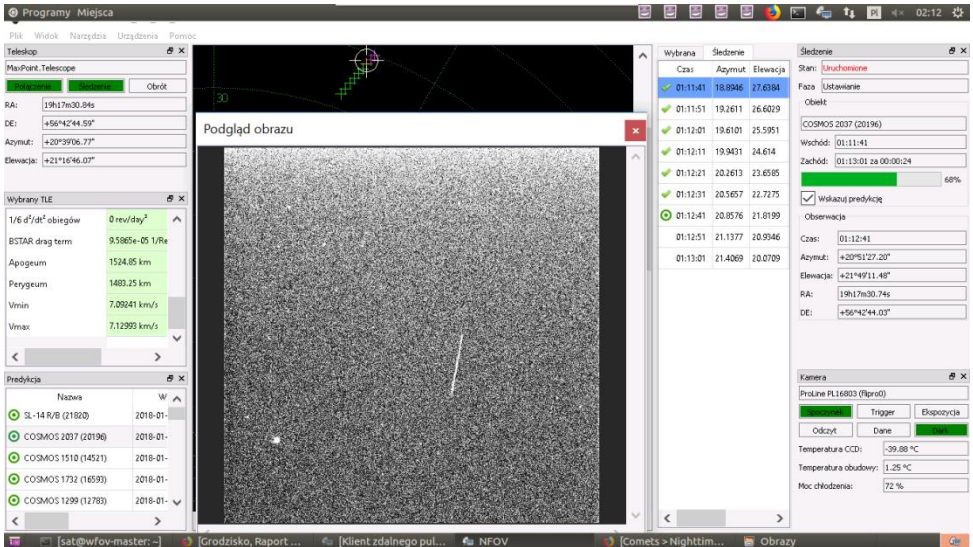
Rys. 5. Wyznaczenie parametrów orbity zarejestrowanego obiektu MOS 1 (MOMO 1)



Rys. 6. Obraz z kamery komponentu NFOV z zarejestrowanym śladem satelity



Rys. 7. Zarejestrowany satelita (biały ślad), po identyfikacji i porównaniu orbity obliczonej na podstawie rejestracji (żółty ślad)



Rys. 8. Próba możliwości śledzenia zidentyfikowanego satelity COSMOS 2037

Orbity obliczone na podstawie własnych obserwacji są wystarczająco dokładne do prowadzenia obserwacji za pomocą systemów optycznych o bardzo wąskim kącie widzenia. Średni błąd dopasowania wyniósł ok. 4,5 arcsec, co w przypadku systemów o polu widzenia rzędu 30 arcmin zapewnia umiejscowienie szukanego obiektu w środku pola widzenia teleskopu.

Tabela 1**Porównanie dokładności wyznaczenia parametrów orbit dla śledzonych satelitów**

Lp.	Nazwa satelity (identyfikator NORAD)	Liczba obserwacji	Błąd średni dopasowania wyznaczonej orbity do obserwacji	Błąd średni dopasowania orbity NORAD do obserwacji
1	SL-8 R/B (10521)	9	7,94"	1'39,73"
2	COSMOS 1365 (13175)	16	5,67"	1'25,33"
3	COSMOS 1470 (14147)	7	8,64"	3'39,85"
4	SL-14 R/B (14700)	5	4,12"	35,37"
5	SL-8 R/B (16012)	13	6,14"	2'19,39"
6	COSMOS 1803 (17177)	6	2,71"	21,07"
7	SL-14 R/B (17291)	14	4,71"	1'45,72"
8	MOS 1A (MOMO 1) (17527)	6	2,21"	1'35,12"
9	SL-14 R/B (20262)	24	1,86"	31,02"
10	SL-8 R/B (21015)	12	3,63"	2'28,30"
11	INTERCOSMOS 25 (21819)	27	3,32"	17,34"
12	TOPEX/POSEIDON (22076)	19	1,94"	1'17,26"
13	COSMOS 2278 (23087)	18	4,48"	2'05,24"
14	ARIANE 40+ R/B (23561)	6+2*	6,86"	2'36,01"

* Zarejestrowano drugi przelot po okrążeniu Ziemi i uwzględniono go w obliczeniach.

6. Wnioski

Zbudowany system okazał się skutecznym narzędziem do wykrywania obiektów na orbicie okołoziemskiej oraz obliczania elementów ich orbity, dzięki czemu możliwe będzie stworzenie własnej bazy danych obiektów znajdujących się na orbicie okołoziemskiej, analogicznej do bazy TLE prowadzonej przez NORAD, jednakże zawierającej dużo bardziej aktualne dane. W przypadku śmieci kosmicznych znajdujących się na orbicie okołoziemskiej, znajomość ich aktualnej orbity pozwala na pełną realizację idei SSA [8].

Wyniki projektu w postaci bazy danych obiektów na orbicie oraz system teleskopów WFOV i NFOV mogą stać się polską częścią europejskiego programu SST [4, 10], w szczególności usług CAT – katalogu obiektów kosmicznych i DEB – charakterystyk śmieci kosmicznych.

7. Literatura

1. Andrews L.C.: Field Guide to Atmospheric Optics, SPIE Press 2004.
2. Bradt H.: Astronomy Methods. A physical Approach to Astronomical Observations, Cambridge University Press 2007.
3. Cibin L., Chiarini M., Gregori P., Bernardi F.: The Fly-Eye Telescope, Development and First Factory Tests Results. 1st NEO and Debris Detection Conference, Darmstadt 2019.
4. Decision No 541/2014/EU of the European Parliament and of the Council of 16 April 2014 establishing a Framework for Space Surveillance and Tracking Support.
5. Fisher R.E., Tadic-Galeb B., Yoder P.R.: Optical System Design. SPIE Press 2008.
6. Hobbs P.C.D.: Building Electro-Optical Systems. Making It All Work, Wiley Inc. 2009.
7. Howell S.B.: Handbook of CCD Astronomy. Cambridge University Press 2006.
8. Identyfikacja wymagań europejskiej sieci SST oraz dopasowanie procedur wymiany informacji z europejską bazą SST. ITWL, WAT, Creotech Instruments, 2018.
9. McLean I.S.: Electronic Imaging in Astronomy. Detectors and Instrumentation, Springer Praxis Publishing 2008.
10. Polska Strategia Kosmiczna - Załącznik do uchwały nr 6 Rady Ministrów z dnia 26 stycznia 2017 r. (poz. 203) w sprawie przyjęcia Polskiej Strategii Kosmicznej.
11. Schmidt J.D.: Numerical Simulation of Optical Wave Propagation. SPIE Press 2010.
12. Smith W.J.: Modern Optical Engineering. SPIE Press 2008.
13. Stover J.C.: Optical Scattering. Measurement and Analysis. SPIE Press 1995.
14. Suiter H.R.: Star Testing Astronomical Telescopes. Willmann Bell Inc. 2008.
15. Uzycki J., Kasprowicz G., Mankiewicz M., Nawrocki K., Sitek P., Sokolowski M., Sulej R., Tlaczala W.: Data transmission protocol for "Pi of the Sky" cameras. XVII IEEE-SPIE Symposium on Photonics, Electronics and Web Engineering WILGA 2006, Proc. SPIE, Vol. 6347, October 2006.
16. Vallado D.A., Crawford P.: SGP4 Orbit Determination, American Institute of Aeronautics and Astronautics, San Francisco 2008.
17. Yoder P.R. Jr: Mounting Optics in Optical Instruments. SPIE Press 2008.