



POMIAR ROZKŁADU POLA TEMPERATURY NA POWIERZCHNI POCISKÓW RAKIETOWYCH PODCZAS LOTU

Adrian SZKLARSKI, Waldemar ŚWIDERSKI
Wojskowy Instytut Techniczny Uzbrojenia

Bogdan MACHOWSKI
Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki i Lotnictwa

Streszczenie: Tematem niniejszego artykułu jest przedstawienie koncepcji stanowiska do badań pocisków pod kątem nagrzewania się ich korpusu podczas lotu. Stanowisko do badań wzorowane jest na tunelu aerodynamicznym. W celu przebadania różnych rozwiązań do analizy zostały przygotowane cztery pociski o typowych przeznaczeniach, ale znacznie różniące się prędkością lotu i konstrukcją aerodynamiczną.

Słowa kluczowe: pole temperatury, pociski raketowe, tunel aerodynamiczny

1. Wstęp

Rozwój technologii raketowych wymaga rozwiązywania coraz bardziej złożonych zagadnień. Po przekroczeniu bariery dźwięku pojawiają się problemy związane z lotem obiektów w tym raket. Jednym z takich problemów jest nagrzewanie się ich korpusu podczas lotu, głównie na małych wysokościach, takim pociskiem jest np. *Grom*.

Nagrzewanie powierzchni rakiety prowadzi do poważnych konsekwencji takich jak szybsze zniszczenie materiału elementów składowych pocisku, może powodować zakłócenia sygnału obserwacji celu, jeżeli jest to zakres spektralny detektora głowicy optoelektronicznej rakiety czy w skrajnym przypadku może też doprowadzić do zniszczenia całego pocisku podczas lotu. Potwierdzeniem tego jest pocisk *Feniks*, następcą *Grada*, którego głowica bojowa podczas badań eksplodowała na skutek przegrzania się zapalnika MRW-T. Dodatkowo wzrost temperatury ma wpływ na zwiększenie oporu obiektu, przez co wpływa na parametry balistyczne.

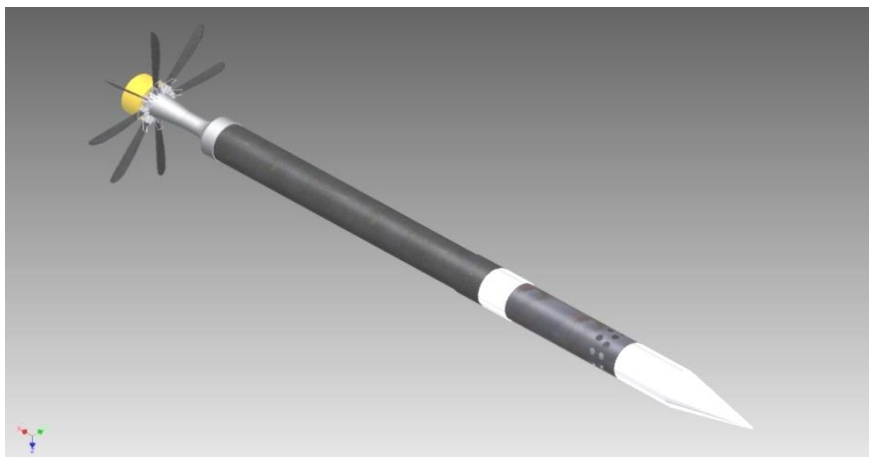
Na przykład przy prędkości lotu 555 m/s temperatura powierzchni korpusu rakiety może przekraczać 100°C, przy 695 m/s jest powyżej 170°C. Z tego względu zagadnienie to jest kierunkiem przyszłych badań, których podstawowymi celami będą: określenie rozkładu pola temperatury na powierzchni korpusu, następnie zoptymalizowanie części przedniej celem zmniejszenia nagrzewania się noska, analiza porównawcza trajektorii lotu z uwzględnieniem i bez uwzględniania rozkładu pola temperatury na powierzchni płatu rakiety.

2. Modele do badań

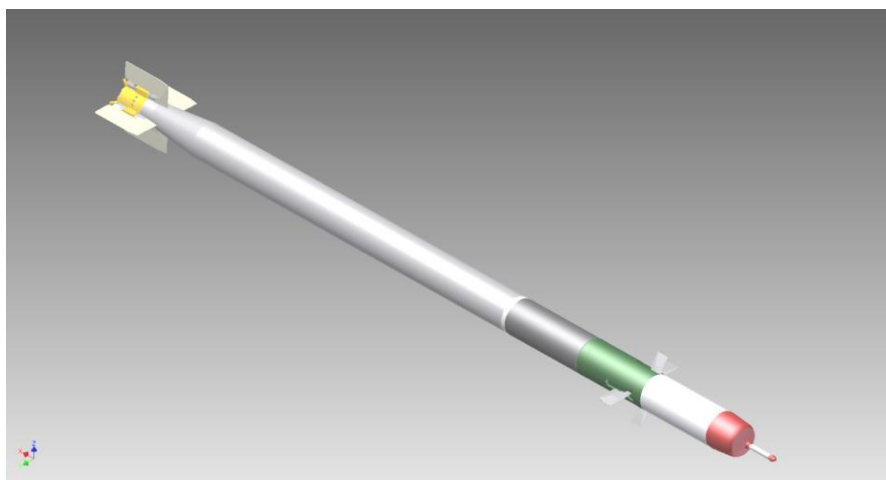
W celu przebadania różnych rozwiązań konstrukcyjnych wybrano cztery modele pocisków różnej klasy. Na podstawie dostępnych danych zostały przygotowane modele cyfrowe, zostały wykonane również modele fizyczne w skali 1:1 z wyjątkiem Modelu – 4, który z powodu dużych wymiarów został wykonany w skali 1:2. Różnice występujące w wybranych modelach dotyczą wszystkich elementów pocisku w tym układu aerodynamicznego, konstrukcyjnego i balistycznego.

Tabela. 1. Podstawowe parametry Modeli

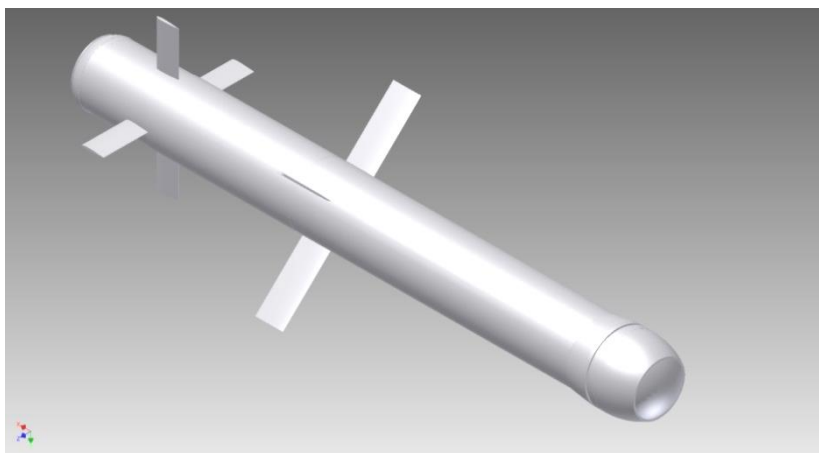
Numer modelu	Kaliber [mm]	Długość [mm]	Prędkość [m/s]
1	60	1100	280
2	70	1500	650
3	120	1000	150
4	130	3000	850



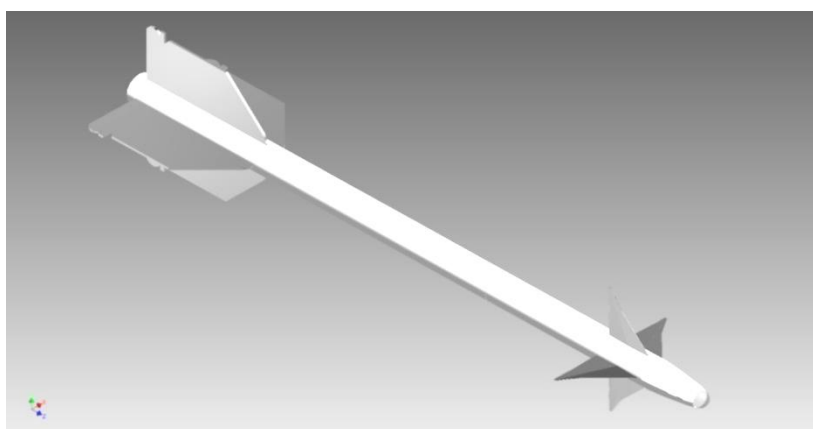
Rys. 1. Model - 1: Balistyczny treningowy pocisk raketowy klasy Ziemia - Ziemia, [1]



Rys. 2. Model - 2: Kierowany pocisk raketowy klasy Ziemia - Powietrze, [2]



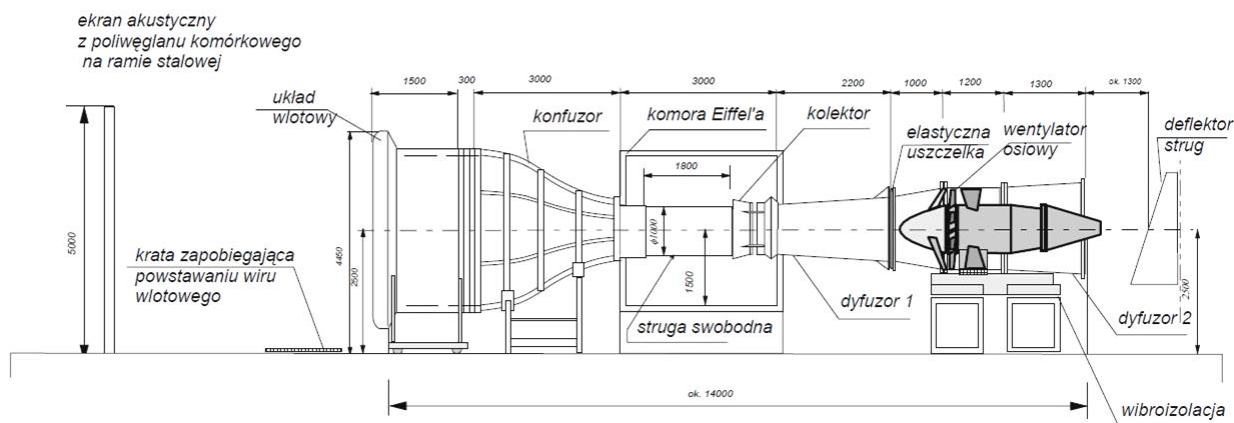
Rys. 3. Model – 3: Kierowany pocisk raketowy klasy Ziemia – Ziemia, [3]



Rys. 4. Model – 4: Kierowany pocisk raketowy klasy Powietrze – Powietrze, [4]

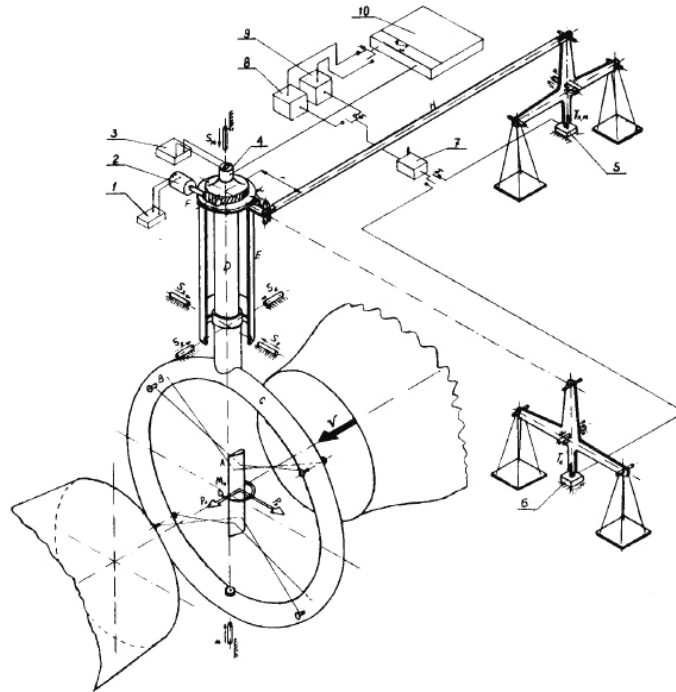
3. Stanowisko pomiarowe

W koncepcji stanowiska badawczego do pomiarów rozkładu pola temperatury zastosowano ideę opływu pocisku wymuszonym ruchem powietrza za pomocą śmigła. Na podobnej zasadzie działają tunele aerodynamiczne, czyli urządzenia, w których można uzyskać ustalony, jednorodny przepływ wokół badanego obiektu głównie za pomocą wentylatorów. W Polsce i na świecie istnieje bardzo dużo różnych tuneli do badań. Przykładowy tunel przedstawiono na rys 5.



Rys. 5. Przykład tunelu aerodynamicznego [5]

Najważniejszymi elementami takiego tunelu są wentylator oraz waga aerodynamiczna, za pomocą której określa się siły działające na badany obiekt.



Rys. 6. Waga aerodynamiczna znajdująca się na Wydziale Mechanicznym Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej [6]

Istota działania takiej wagi jest następująca: badany element jest zawieszony na drutach w taki sposób, aby cięciwa modelu przy zerowym kącie natarcia pokrywała się z osią tunelu. Oś wagi leży dokładnie w płaszczyźnie symetrii badanego obiektu. W takim ustawieniu można zmierzyć składowe poziome siły działającej na model (nośną i oporu) oraz moment względem pionowej osi wagi. Druty mocujące przenoszą na obrotowe ramię siły działające na model. Ustawienia samego modelu dokonujemy przez regulowanie ramy za pomocą sworzni. Jednakże stosowanie tego typu wagi dla rakiet nie jest wskazane ze względu na dodatkowe opory drutu, które potem trzeba uwzględniać podczas obliczeń. Łatwiej jest stosować wagę „żądłową”. Istnieją dwa typy takiej wagi. Pierwszy prostszy mierzący opór i siłę boczną oraz drugi normalny (droższy) mierzący wszystkie składowe siły i momenty działających na rakietę podczas badania.



Rys. 7. Badanie na wadze „żądłowej” modelu pocisku w laboratorium NASA [7]

Podstawą badań obiektów w tunelach jest założenie podobieństwa geometrycznego modelu i rzeczywistego obiektu. Tylko w nielicznych tunelach można badać objekty w skali 1:1. Zazwyczaj na stanowisku pomiarowym bada się modele w mniejszej skali. Wówczas przełożenia wyników wykonuje się w następujący sposób. Określając siłę oporu z zależności:

$$P_{xb} = A \cdot S_b \cdot c_{xb} \quad (1)$$

gdzie: A – ciśnienie dynamiczne działające na badany obiekt,

S – przekrój odniesienia,

c_{xb} – współczynnik oporu badanego obiektu (nie zależy od wymiarów geometrycznych badanego obiektu, dlatego można stosować takie obliczenie),

Wyznaczając siłę działającą na model w tunelu P_{xb} otrzymujemy przekształcone równanie:

$$c_{xb} = \frac{P_{xb}}{A \cdot S_b} \quad (2)$$

które podstawiamy do równania związanego z rzeczywistym obiektem:

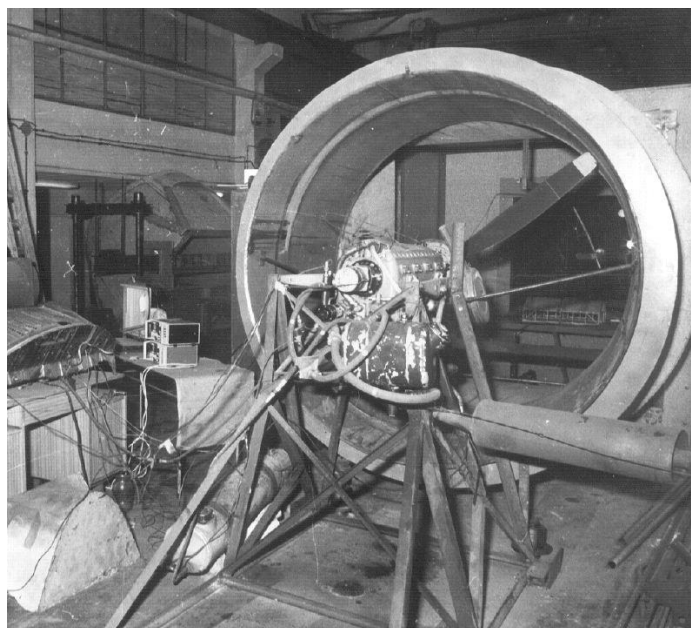
$$P_x = A \cdot S \cdot c_{xb} \quad (3)$$

ostatecznie otrzymujemy:

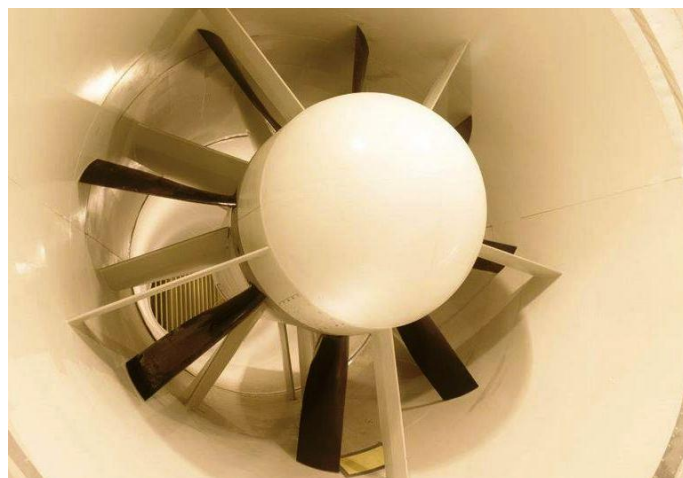
$$P_x = A \cdot S \cdot \frac{P_{xb}}{A \cdot S_b} \quad (4)$$

Analogicznie określamy siłę nośną oraz momenty.

Drugim ważnym elementem jest wentylator, od którego zależy masowy wydatek przepływającego czynnika. Przykładowo dla prędkości przepływu strugi 100 m/s w przekroju przestrzeni roboczej $\varnothing = 2\text{m}$ wentylator powinien zapewnić wydajność 628 m³/s. Taki wydatek jest w stanie zapewnić urządzenie o mocy 300 kW.



Rys. 8. Pierwszy powojenny wentylator zbudowany z silnika lotniczego wykorzystany do tunelu aerodynamicznego na Politechnice Szczecińskiej [9]

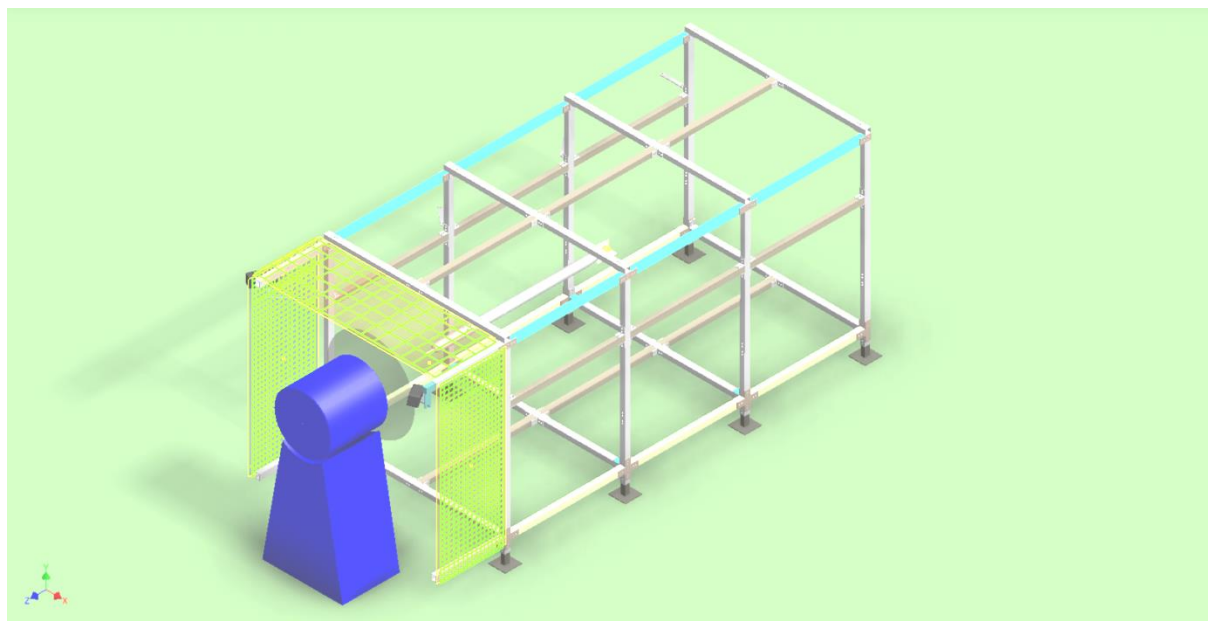


Rys. 9. Przykład nowoczesnego wentylatora, który można zastosować w tunelu [10]

Jak wyżej wspomniano, koncepcja stanowiska pomiarowego oparta jest o ideę tunelu aerodynamicznego w wersji uproszczonej. Uproszczenie polega na tym, że na stanowisku nie będzie zamontowanej wagi, wentylator zostanie zastąpiony śmigłem lotniczym, a stanowisko będzie otwarte.

Pocisk raketowy zostanie umieszczony w stalowej konstrukcji, a następnie poddany opływowi nagrzanym powietrzem. Ruch powietrza zostanie wymuszony za pomocą śmigła, natomiast rozkład pola temperatury na korpusie zostanie zarejestrowany za pomocą dwóch kamer termowizyjnych. Kalibracja pomiaru temperatury z użyciem kamer zostanie przeprowadzona z zastosowaniem sensorów temperatury umieszczonych na korpusie badanego pocisku i mierzących temperaturę strugi. Sensorami tymi będą termopary.

Pomiar rozkładu temperatury na powierzchni pocisku zostanie dokonany na stanowisku pomiarowym, którego szkic przedstawia rys.10. Podstawowym problemem do rozwiązania jest sposób nagrzewania powietrza. W tym celu dobrany będzie układ podobny do nagrzewnicy, który będzie nagrzewał powietrze do temperatury w zakresie $100 \div 200$ °C.



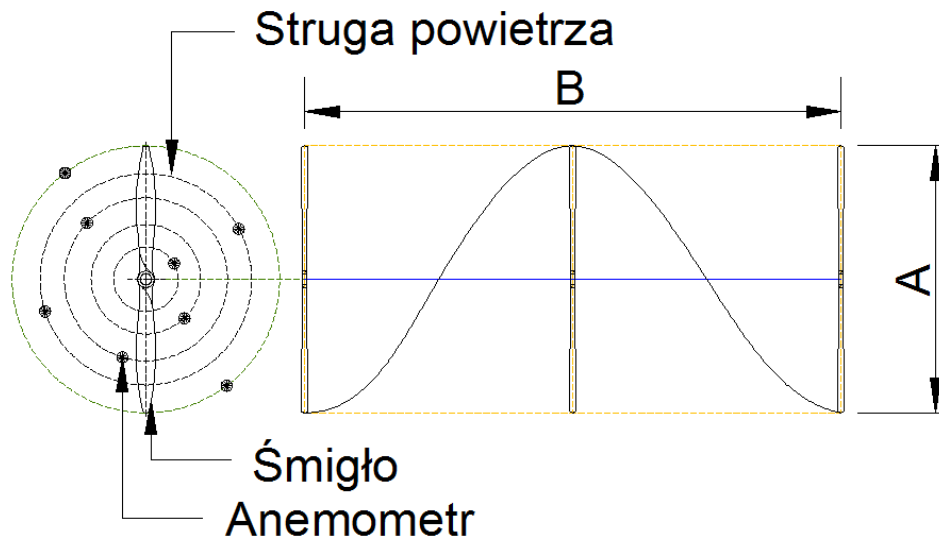
Rys. 10. Wstępny projekt stanowiska pomiarowego

Stanowisko pomiarowe, z braku możliwości technicznych, nie będzie wyposażone w wagę aerodynamiczną. Współczynniki aerodynamiczne zostaną w sposób przybliżony określone numerycznie. Ponieważ modele 1, 2, 3 wykonane są w skali 1:1 wartości współczynników aerodynamicznych zostaną określone w sposób bezpośredni, natomiast dla modelu 4, który jest wykonany w skali 1:2, wyniki zostaną określone na zasadzie podobieństwa wg. wzorów (1) i (4). Jednocześnie (świadomie) zamiast wentylatora wybrane zostanie śmigło. Oczywiście wymuszony opływ powietrza przez śmigło jest procentowo bardzo mały w porównaniu z wentylatorem, ale jest wystarczający do planowanych obliczeń. W celu poprawnego zastosowania tej metody zostanie określona prędkość i czas, do jakiego pocisk posiada opływ laminarny. Do tego okresu zostaną interpolowane wyniki z badania. Dalsze prędkości zostaną określone numerycznie.

Wstępnie określono możliwości techniczno-pomiarowe takiego stanowiska. Określona została prędkość strugi powietrza wytworzonego przez śmigło Biela 10 (30x14) zamocowane na dwubiegowym silniku o mocy 4kW oraz zmierzona została temperatura strugi. Do określenia prędkości i temperatury użyto anemometru CFM Master 8901.

**Rys. 11. Śmigło Biela 10 oraz anemometr CFM**

Pomiar za pomocą anemometru był wykonany na całej średnicy śmigła w celu sprawdzenia jednorodności prędkości strugi na całej powierzchni.



Rys. 12. Szkic badania jednorodności strugi

A – średnica śmigła, które zostało przyjęte do badań wynosi

$$A = 30'' = 30'' \cdot 25,4mm = 762mm \quad (5)$$

B – skok śmigła

$$B = 14'' = 14'' \cdot 25,4mm = 355,6mm \quad (6)$$

Odległość przyrządu pomiarowego od płaszczyzny czołowej śmigła wynosiła,

$$l_l = 0,4m \quad (7)$$

oznacza to, że przy projektowanym stanowisku powierzchnia czołowa pocisku musi znajdować się w ww. odległości, aby określone wyniki mogły stanowić właściwe odniesienie do prowadzonych badań.

W tabeli 2 została zamieszczona, oprócz danych doświadczalnych, prędkość obrotowa śmigła obliczona wg wzoru [8]:

$$n_s = \frac{60 \cdot f}{p} \quad (8)$$

gdzie: f – częstotliwość obrotowa śmigła [Hz], p – liczba biegunów silnika (tu: $p = 2$)



Rys. 13. Badanie parametrów strugi

Tabela 2. Dane doświadczalne z badań i wyniki badań

<i>Parametr silnika</i>	<i>Parametr śmigła</i>	<i>Parametry gazu</i>	
f [Hz]	n_s [obr/min]	v [m/s]	t [°C]
20	600	0,5	20
30	900	1,2	21
40	1200	2	21,9
50	1500	2,9	21,8
60	1800	3,3	22,5
70	2100	4,11	22,7
80	2400	5,13	21,8
90	2700	5,7	22,1
100	3000	5,9	22

4. Wnioski

Określenie temperatury oraz współczynników aerodynamicznych najłatwiej i zarazem najtaniej jest określić numerycznie np. za pomocą pakietu Ansys. Jednak istnieje potrzeba weryfikacji obliczeń numerycznych. W związku z tym opracowana została koncepcja pomiarów nagrzewania się powierzchni korpusu pocisku weryfikująca obliczenia numeryczne. Ze względu na stosunkowo duże koszty badań w tunelu aerodynamicznym powstała koncepcja tego stanowiska pomiarowego. Wyżej opisane stanowisko jest budowane w Wojskowej Akademii Technicznej.

Koszty badań prowadzonych na proponowanym stanowisku pomiarowym są pięciokrotnie niższe od kosztów takich badań prowadzonych w tunelu aerodynamicznym.

Przeprowadzone pomiary za pomocą kamery termowizyjnej rozkładu pola temperatury na korpusie pocisku oraz termopar mierzących temperaturę strugi omywającej korpus wraz z ich weryfikacją numeryczną pozwolą odpowiedzieć na następujące pytania:

- jaki jest wpływ nagrzewania się powierzchni pocisku na parametry lotu?
- jakie są newralgiczne miejsca w konstrukcji pocisku najbardziej narażone na wzrost temperatury?
- jak optymalizować konstrukcję pocisku w celu ograniczenia wzrostu temperatury na jego powierzchni?

Ponadto poznanie zjawiska pozwoli lepiej zrozumieć ograniczenia w projektowaniu i badaniu raket takie, jak np. zniszczenia pocisku podczas badań i skuteczne usunięcie ww. ograniczeń.

Literatura

[1] Tymczasowa instrukcja zestawu ICP-89S5 Opis i użytkowanie

[2] <http://www.ekspedyt.org>, 12.10.2014

[3] <http://www.en.wikipedia.org>, 04.01.2015

- [4] <http://www.pixshark.com>, 02.02.2015
- [5] Mazur D., Szczerba Z., *Badania wstępne turbiny wiatrowej w konfiguracji pionowej w tunelu aerodynamicznym oraz obliczenia przy użyciu metody DMS*, Politechnika Rzeszowska, 2014 000--
- [6] Ćwiczenie nr. 7 z laboratorium aerodynamiki Wydziału Mechanicznego Energetyki i Lotnictwa, *Pomiary wagowe sił aerodynamicznych, wyznaczanie współczynników aerodynamicznych*.
- [7] Albin O. P., *Technical memorandum X-318, Wind-tunnel investigation at Mach number 0.60 to 1.20 of the static aerodynamic characteristics of a model of a possible nonlifting reentry capsule in combination with a rocket booster*, NASA, 1960
- [8] Rościszewki J. *Aerodynamika stosowana*, MON, 1957
- [9] <http://www.zkm.zut.edu.pl>, 28.03.2014
- [10] <http://www.ilot.edu.pl>, 15.03.2015

MEASURING TEMPERATURE DISTRIBUTION ON THE SURFACE OF FLYING MISSILES

Adrian SZKLARSKI, Waldemar ŚWIDERSKI
Military Institute of Armament Technology

Bogdan MACHOWSKI
Faculty of Mechatronics and Aviation at the Military University of Technology

Abstract: The subject of the paper is to present a concept of experimental set-up to test the heating of missile body at flight. The set-up is based on a wind tunnel. In order to test different solutions four missiles of typical designation but different flight speeds and aerodynamics were prepared for analysis.

Keywords: temperature field, missiles, aerodynamic tunnel

1. Introduction

Development of missile technology requires that more complicated issues have to be solved. After breaking the sound barrier the problems arise with the flight of objects including missiles. One of them is the heating of the body during the flight especially at low altitudes and this refers also for GROM missile.

The heating of missile surface may be a cause of serious consequences such as accelerated damage of materials of missile components, interference of the signal used for target tracking if it is on the spectral range of missile optic-electrical head detector or in an extreme case a complete damage of the whole missile. The confirmation of this is missile “Feniks”, a successor of “Grad”, when its warhead exploded at tests because its fuse MRW-T was overheated. Moreover the increase of temperature increases the air drag of the object what changes its ballistic characteristics.

For example at velocity 555 m/s the temperature of missile body surface may exceed 100°C and for 695 m/s it is above 170°C. For that reason this issue is an object of future investigations which will be focused on determination of body surface temperature distribution to optimise the front part in order of decreasing a nose part heating and the comparative analysis of flying trajectories before and after the correction of temperature distributions.

2. Investigated models

In order to test different designs four different models of missiles were selected. Basing on the accessible data the digital models were prepared both with the physical ones in the scale 1:1 except the fourth model that was made 1:2 because of its large dimension. The selected models differ in the components of the missile like aerodynamics, design and ballistics.

Table. 1 Basic characteristics of models

Model Number	Calibre [mm]	Length [mm]	Velocity [m/s]
1	60	1100	280
2	70	1500	650
3	120	1000	150
4	130	3000	850



Fig. 1. Model – 1: Ballistic missile Surface – Surface, [1]

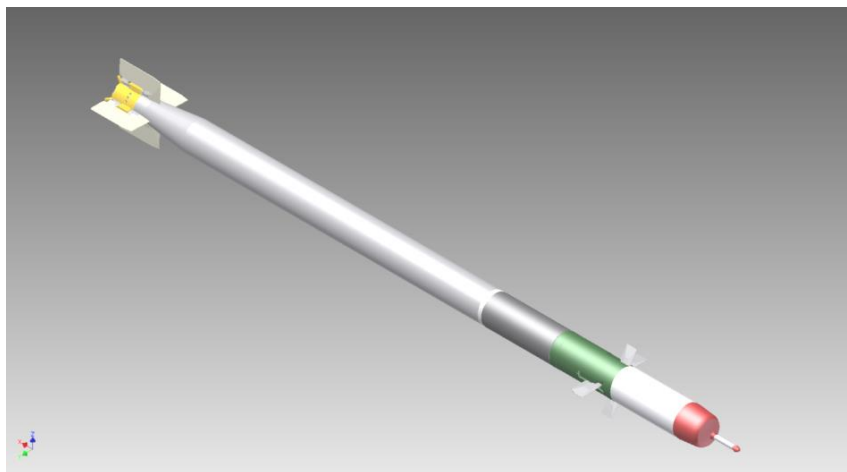


Fig. 2. Model – 2: Guided missile Surface – Air, [2]

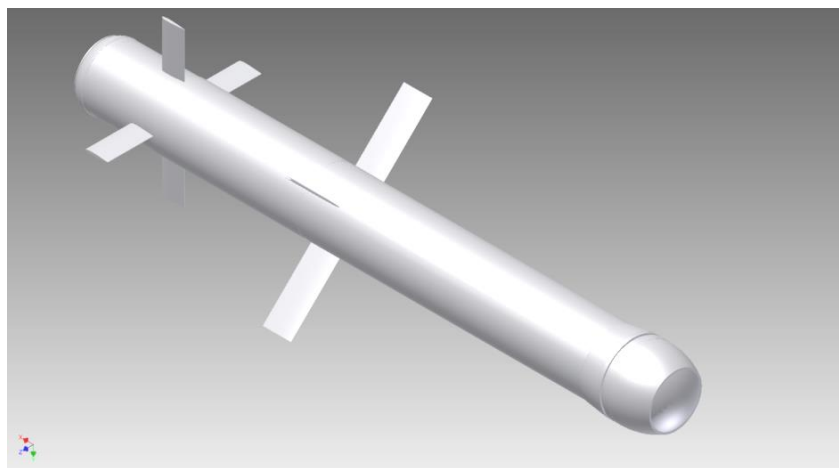


Fig. 3. Model – 3: Guided missile Surface – Surface, [3]

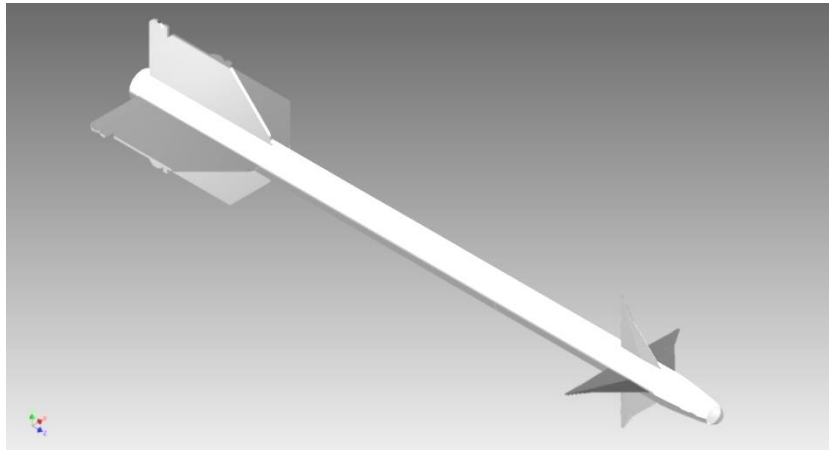


Fig. 4. Model – 4: Guided missile Air – Air [4]

5. Measurement stand

The concept of a testing stand for temperature distribution measurement is based on placing a missile in a stream of air forced by a propeller. The aerodynamic tunnels operate on the similar rule and they provide a constant and homogeneous flow of the air propelled by fans. In Poland and in the world a lot of different types of tunnels exist. An exemplary aerodynamic tunnel is presented in figure 5.

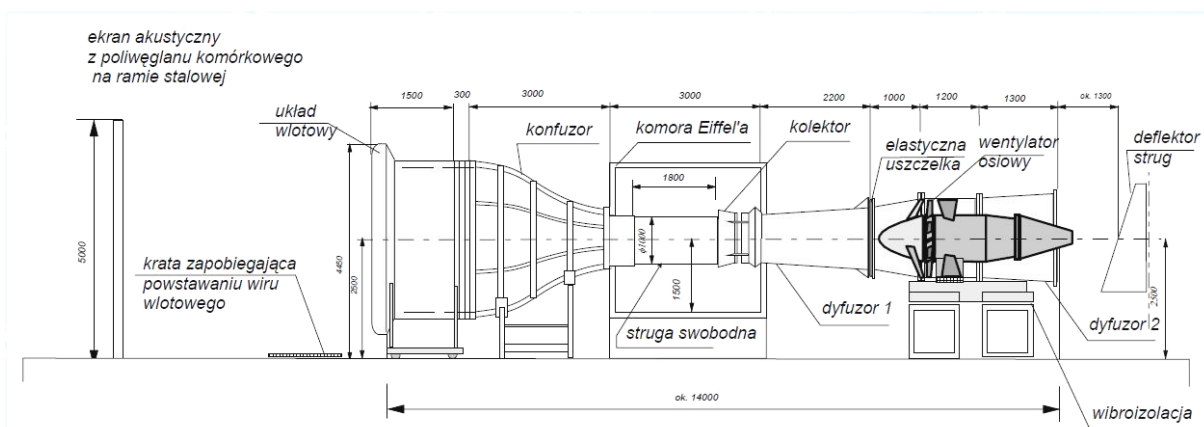


Fig. 5. An example of aerodynamic tunnel design [5]

The most important components of such type of tunnels are the fan and aerodynamic weighing machine that is used to measure the force acting on a tested object.

The operation of this weighing machine requires that the model is fixed on wires and its diagonal at zero angle of attack lies in the axis of the tunnel. The axis of the weighing machine is situated precisely within the plane of symmetry of the tested object. At such positioning the horizontal components of the force acting on the model may be measured (bearing and drag) and momentum against the vertical axis of the scale. The fixing wires transfer the forces acting on the model on the rotating arm. The model itself is set in through adjusting the frame by pins. However the use of this type of the scale for missiles is not advisable because of the additional resistance of wires that later has to be taken into account at calculations.

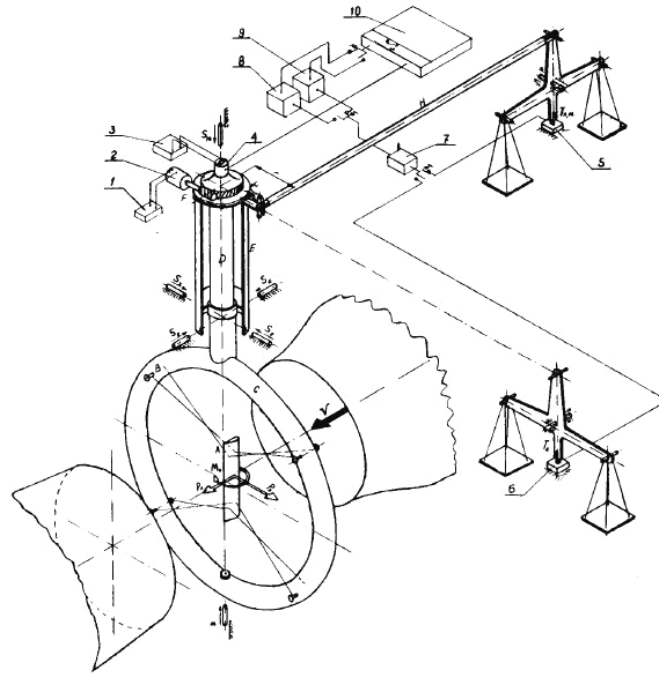


Fig. 6. Aerodynamic weighing machine used by the Faculty of Mechanics of Energetic and Aviation at Warsaw's University of Technology [6]

It is easier to use a “sting” scale. There are two types of such scales. The first one which is simpler is used to measure the drag and the side force and the second classical (more expensive) that measures all components of forces and moments acting into the tested missile.



Fig. 7. Tests carried out on a missile model by using the „sting” scales at NASA lab [7]

Tests of objects in aerodynamic tunnels are based on the assumption of the similarity between a model and real object. Only some tunnels are suitable for testing objects in 1:1 scale. Usually testing stands are used to test models in a decreased scale and the obtained results are transformed in the following way. The force of the drag can be determined by:

$$P_{xb} = A \cdot S_b \cdot c_{xb} \quad (1)$$

where: A – aerodynamic pressure acting on a tested object

S – reference cross-section

c_{xb} – drag coefficient of tested object (it does not depend on the geometrical size of the tested object and for this reason may be used for the calculation).

In order to calculate the force P_{xb} acting on a model in the tunnel the transformed equation may be used:

$$c_{xb} = \frac{P_{xb}}{A \cdot S_b} \quad (2)$$

that has to be put into the equation concerning the real object:

$$P_x = A \cdot S \cdot c_{xb} \quad (3)$$

and finally we can receive:

$$P_x = A \cdot S \cdot \frac{P_{xb}}{A \cdot S_b} \quad (4)$$

In the same way we can determine the bearing force and the moments.

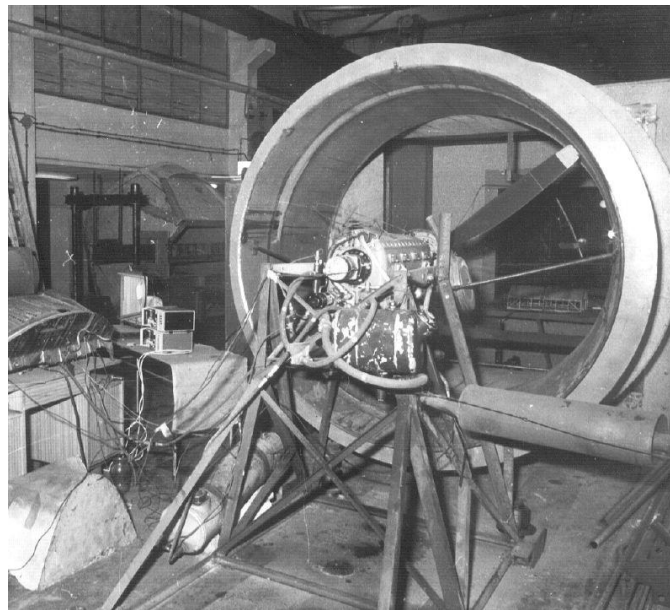


Fig. 8. The first post-war fan built on the aircraft motor and used in an aerodynamic tunnel at Szczecin University of Technology [9]

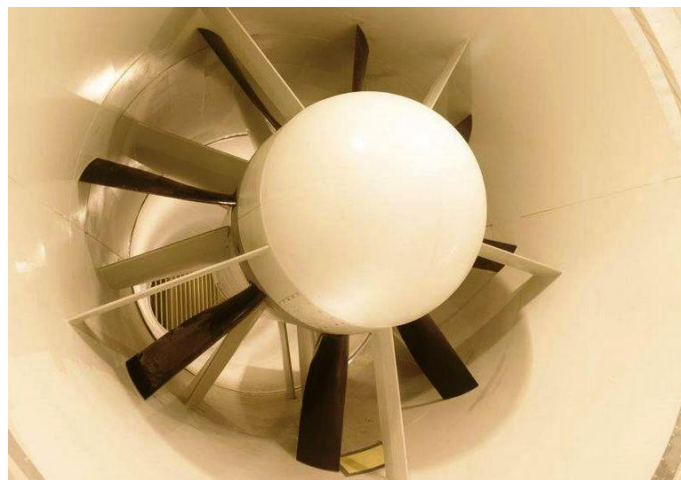


Fig. 9. An example of a modern fan that may be used in the tunnel [10]

The second important component is the fan that decides about the efficiency of flowing agent. For example to get a stream flow velocity 100m/s within the working cross-section $\varnothing = 2\text{m}$ the fan has to provide the efficiency of $628 \text{ m}^3/\text{s}$. To get this level of efficiency the equipment of 300kW is needed.

It was mentioned earlier that a concept of the measurement setup is based on the aerodynamic tunnel but in a simplified version. The simplification means that a weighting machine is missing and the fan is replaced by an aircraft propeller and the setup is open.

The missile has to be placed on the steel stand and subjected to the flow of heated air. The movement of the air is forced by the propeller and the distribution of the temperature on the body is registered by two thermal cameras. The calibration of temperature measurement is achieved by temperature sensors placed on the body of tested missile to measure the temperature of the stream. The thermocouples are used as sensors.

The measurement of temperature distribution on the missile surface is carried out on the measurement setup outlined in fig. 10. The main problem to be solved is a way of air heating. For this reason a system similar to a heater is selected to heat the air in the range $100\div 200 \text{ }^\circ\text{C}$.

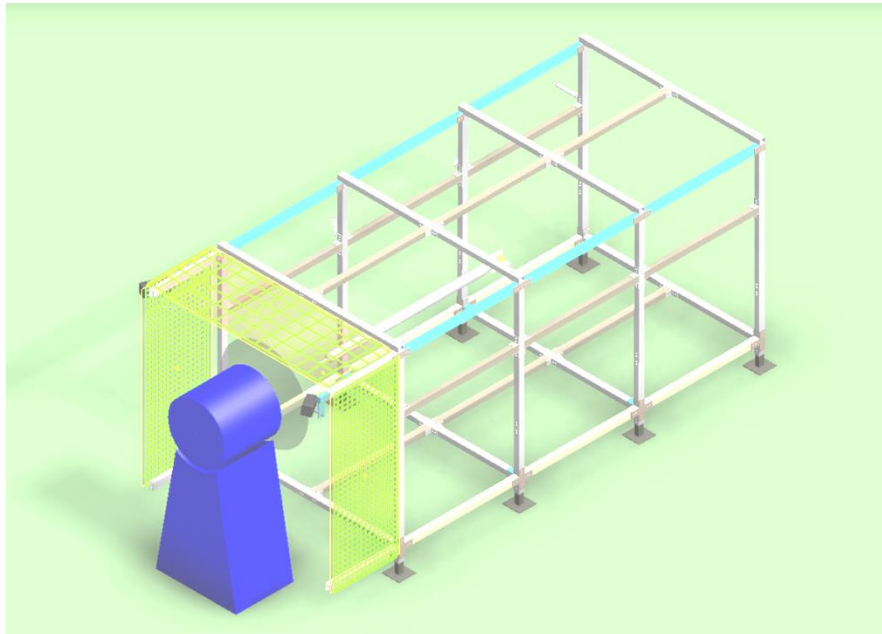


Fig. 10. Preliminary design of measurement setup

The setup has no aerodynamic weighting machine because there is no technical possibility of it. The aerodynamic coefficients are going to be determined approximately in a numerical way. As the models 1, 2 and 3 are prepared in the scale 1:1 then the values of aerodynamic coefficients are determined directly and for the model 4 made in the scale 1:2 the results are calculated on the base of similarity according to equations (1) and (4). The propeller was selected consciously instead of a fan. Of course the propeller forced flow of the air is smaller when compared with a fan but it is still sufficient for planned calculations. In order to use this method properly the velocity and time has to be determined when the missile is under laminar flow conditions. The results of tests are interpolated to this period of time. Other velocities are calculated numerically.

The preliminary technical - measurement capacities of this setup are determined. The velocity of the air stream produced by propeller Biela 10 (30x14) fixed to a two poles motor with the power of 4kW was determined and the temperature of the stream was measured. The anemometer CFM Master 8901 was used to measure the temperature and velocity.

The anemometer was used to examine the homogeneity of stream velocity in the whole cross-section of the propeller diameter.



Fig. 11. Biela 10 propeller and anemometer CFM

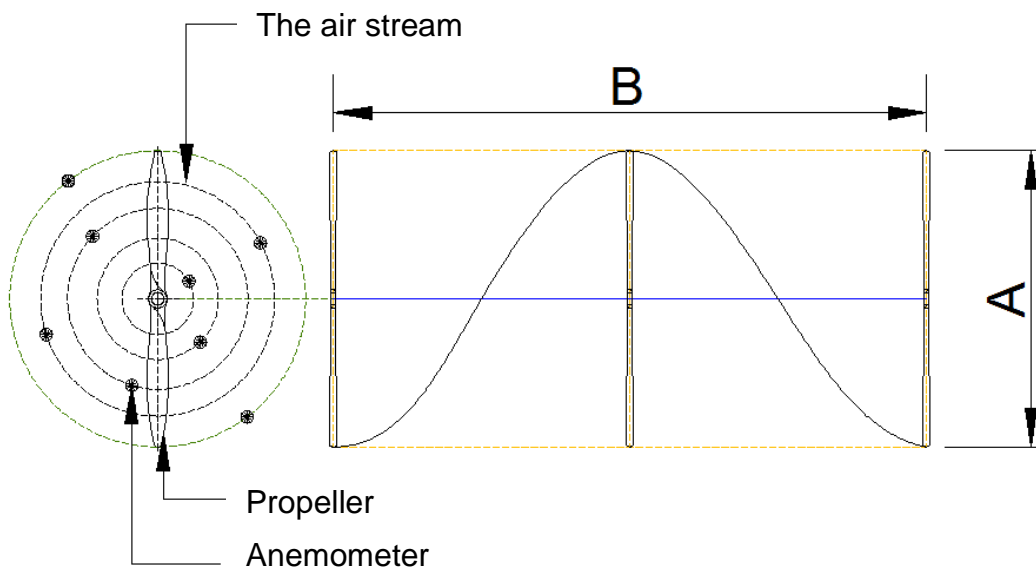


Fig. 12. Outline of stream homogeneity testing

A – diameter of propeller: for a propeller selected for tests it is

$$A = 30'' = 30'' \cdot 25,4mm = 762mm \tag{5}$$

B – the pitch of the propeller

$$B = 14'' = 14'' \cdot 25,4mm = 355,6mm \tag{6}$$

The distance between the measurement instrument and propeller's front plane is

$$l_l = 0,4m \quad (7)$$

what means that in the designed setup the front part of the missile has to be in the same distance to get reliable results of tests.

Table 2 includes apart of experimental data the value of propeller rotating velocity determined from the equation [8]:

$$n_{\xi} = \frac{60 \cdot f}{p} \quad (8)$$

where:

f – propeller rate of rotation [Hz]

p – number of motor poles (here: $p = 2$)

Table 2 Experimental data - results of tests:

Motor characteristics	Propeller characteristics	Gas characteristics	
f [Hz]	n_{ξ} [rot/min]	v [m/s]	t [°C]
20	600	0,5	20
30	900	1,2	21
40	1200	2	21,9
50	1500	2,9	21,8
60	1800	3,3	22,5
70	2100	4,11	22,7
80	2400	5,13	21,8
90	2700	5,7	22,1
100	3000	5,9	22



Fig. 13. Testing stream characteristics

6. Conclusions

Determination of temperature and aerodynamic coefficients can be achieved in a simple and not expensive way by using a numerical method for example Ansys code. The numerical calculations have to be verified. For that reason a concept of missile body surface heating measurements was developed to verify numerical calculations. Because of relatively high costs of tests in an aerodynamic tunnel the concept of this setup was developed. Costs of tests on the proposed setup are five times lower than in an aerodynamic tunnel. The above mentioned testing stand is prepared at the Military University of Technology.

The measurements of missile surface temperature distribution that were carried out by a thermal camera and the temperature of the stream overflowing the body that was measured by thermocouples and their numerical verifications may help to find answers to following questions concerning:

- impact of missile surface heating on flight characteristics,
- the critical points in the missile design which are the most threatened by the temperature increase,
- optimisation of missile design to limit the surface temperature increase.

Moreover the knowledge gained may be useful in better understanding of possible limitations in designing and testing missiles like destroying the missile at testing and removing these limitations.

Literature

- [1] Tymczasowa instrukcja zestawu ICP-89S5 Opis i użytkowanie
- [2] <http://www.ekspedyt.org>, 12.10.2014
- [3] <http://www.en.wikipedia.org>, 04.01.2015
- [4] <http://www.pixshark.com>, 02.02.2015
- [5] Mazur D., Szczerba Z., *Badania wstępne turbiny wiatrowej w konfiguracji pionowej w tunelu aerodynamicznym oraz obliczenia przy użyciu metody DMS*, Politechnika Rzeszowska, 2014 000--
- [6] Ćwiczenie nr. 7 z laboratorium aerodynamiki Wydziału Mechanicznego Energetyki i Lotnictwa, *Pomiary wagowe sił aerodynamicznych, wyznaczenie współczynników aerodynamicznych*.
- [7] Albin O. P., *Technical memorandum X-318, Wind-tunnel investigation at Mach number 0.60 to 1.20 of the static aerodynamic characteristics of a model of a possible nonlifting reentry capsule in combination with a rocket booster*, NASA, 1960
- [8] Rościszewki J. *Aerodynamika stosowana*, MON, 1957
- [9] <http://www.zkm.zut.edu.pl>, 28.03.2014
- [10] <http://www.ilot.edu.pl>, 15.03.2015