

Jerzy MARYNIAK, Tomasz GOETZENDORF-GRABOWSKI
Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej
Politechnika Warszawska

"KATASTROFA GIBALTARSKA" - MODELOWANIE I ANALIZA PRZERWANEGO STARTU
SAMOLOTU B-24 LIBERATOR Mk II - AL 523

Streszczenie. W pracy dokonano analizy technicznej przerwane go startu samolotu Liberator Mk II nr AL 523, w którym dnia 4 lipca 1943 roku zginął generał Władysław Sikorski.

CRASH IN GIBALTAR - MODELLING AND ANALYSIS OF ABORTED TAKE-OFF
OF AIRCRAFT - B-24 LIBERATOR Mk II - AL 523

Summary. Work presents technical analysis of aborted take-off of aircraft - Liberator Mk II no. AL 523, on which General W. Sikorski was died on 1943, July 4th.

"ГИБРЕЛЬТАРСКАЯ КАТАСТРОФА" - МОДЕЛИРОВАНИЕ И АНАЛИЗ
ПРЕКРАЩЁННОГО ПОЛЁТА САМОЛЁТА Б-24 ЛИБЕРАТОР

Резюме. В работе рассматриваемся технический анализ прерванного взлета самолета LIBERATOR MK II нр AL 523 в которым 4 июля 1943 года погиб генерал В. Сикорский.

1. WSTĘP

Pracę nad analizą techniczną startu samolotu B-24 Liberator Mk II nr AL 523 w dniu 4 lipca 1943 roku w Gibraltarze, zakończonego tragicznie śmiercią generała Władysława Sikorskiego i większości pasażerów oraz części załogi samolotu, podjęto z aspiracji redaktora Dariusza Baliszewskiego w ramach "Rewizji nadzwyczajnej" Redakcji Telewizji Edukacyjnej.

Angielska "komisja śledcza" powołana rozkazem marszałka lotnictwa J.C.Slessera w sprawie śledztwa w odniesieniu do wypadku lotniczego, który miał miejsce w dniu 4 lipca 1943 roku na Gibraltarze, stwierdziła, że [16,7]:

"[...]A. - Krótki opis wypadku na okoliczności, jakie mu towarzyszyły.

Liberator AL 523, o całkowitej wadze 54000 funtów, wystartował z Gibraltaru o godz. 23.07 w dniu 4 lipca 1943 r. Miejscem docelowym lotu miała być Anglia. Pogoda była dobra, wiatr słaby, niebo bezchmurne, widoczność 10 mil. Samolot oderwał się od ziemi w najbardziej prawidłowy sposób po przebiegu około 1100 jardów. Wzniósł się na wysokość około 150 stóp i stopniowo ją tracąc uderzył, tak jak leciał, o powierzchnię morza w odległości 1200 jardów od miejsca oderwania się od pasa startowego. Dane uzyskane w wyniku przeprowadzonego dochodzenia pozwalają przypuszczać, że pilot przerwał pracę silników poprzez zamknięcie przepustnic na moment przed zderzeniem samolotu z powierzchnią morza. Do tego czasu praca silników przebiegała normalnie. Spośród osób obecnych na pokładzie samolotu nie utracił życia jedynie pierwszy pilot. Został on uratowany przez załogę wiosłowej łodzi ratunkowej, która na miejsce wypadku przybyła w ciągu sześciu minut.

B. - Rozpoznanie przyczyny wypadku przy uwzględnieniu wszystkich możliwych okoliczności.

Zdaniem komisji śledczej przyczyną wypadku było to, że samolot stał się niesterowny. Co jednak było tego przyczyną, komisja śledcza nie była w stanie ustalić. Po wystartowaniu pilot odepchnął od siebie kolumnę sterownicy, aby nabrać szybkości. Kiedy po chwili chciał ściągnąć kolumnę sterownicy na siebie, stwierdził, iż nie jest w stanie tego uczynić. Układ sterowania wysokością, teoretycznie biorąc mógł się gdzieś zaciąć (virtually jammed). Z uzyskanych zeznań oraz przeprowadzonych badań rozbitego samolotu absolutnie nie można ustalić jakiegokolwiek konkretnej przyczyny, która mogła spowodować zacięcie się układu sterowania wysokością. [...]"

Komisja angielska stwierdziła przyczyną "katastrofy" samolotu oparła wyłącznie na zeznaniu uratowanego I pilota, kapitana lotnictwa E.M.Prchala. Natomiast przed tą samą komisją złożyło zeznania 31 świadków katastrofy, między innymi:

- kpt. lot. R.B.Capes z Dowództwa Lotnictwa RAF na Gibraltarze - oficer wleży kontroli lotu (7000h nalotu). - "[...] Samolot oderwał się od ziemi gdzieś przy dwunastej lampie oświetleniowej, tj. na odległości mniej więcej 1150 jardów, wznosił się normalnie i na wysokości około 30 stóp w odległości około 100 jardów minął wieżę kontroli lotów. Po przejściu w lot poziomy przeleciał krótki dystans, po czym równomiernie zaczął tracić wysokość, aż uderzył w morze. W moim przekonaniu wszystkie cztery silniki pracowały na pełnych obrotach aż do chwili zetknięcia się samolotu z powierzchnią morza i

nie może być mowy o ustaniu pracy silników i utracie szybkości [...]"

- gen. Lot. S.P.Simpson, Dowódca Lotnictwa na Gibraltarze - "[...] Samolot wzniósł się w powietrze w bardzo prawidłowy sposób po przebyciu 100 jardów od miejsca, w którym stałem. Wszystkie cztery silniki pracowały bez zarzutu [...] Kiedy samolot tracił wysokość, w tonie pracy silników nie wystąpiła żadna zmiana. Z rur wydechowych wszystkich czterech silników widać było stały niebieski płomień, taki sam jak w chwili wznoszenia się w powietrze [...]"

- kpr. E.R.Howes ze stacji lotniczej RAF w North Front na Gibraltarze - "[...] Płynęliśmy przy pomocy wioseł na miejsce wypadku, przez ten czas obserwowałem zanurzanie się samolotu. Oceniam, że minęło około sześć - osiem minut od chwili trzasku, który usłyszałem, do momentu jak samolot zatonął."

Po przestudiowaniu zeznań świadków [1,7,16] i analizie uzyskanych zdjęć fotograficznych elementów samolotu [1] opracowano model matematyczny i symulację numeryczną.

2. MODEL MATEMATYCZNY

Przyjęto następujące założenia:

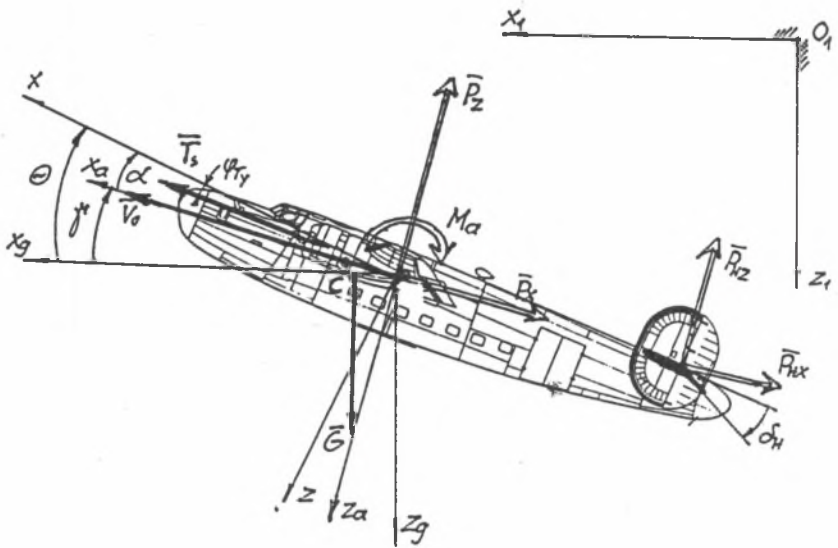
- samolot w chwili startu był sprawny technicznie,
- wszystkie 4 silniki pracowały właściwie,
- układy sterowania w pełni sprawne technicznie,
- samolot stanowi układ sztywny, nieodkształcalny o stałej masie i stałym rozkładzie mas,
- układ odniesienia sztywno związany z samolotem Oxz posiada początek w $1/4$ SCA a oś Ox pokrywa się z SCA (rys.1),
- nieruchomy układ grawitacyjny związany z ziemią $O_1x_1z_1$ posiada początek w punkcie oderwania się samolotu od pasa startowego.
- samolot znajduje się w locie symetrycznym w płaszczyźnie grawitacyjnej x_0z_0 (rys.1).

Dla przyjętych założeń opracowano model matematyczny [12] opisany następującymi równaniami:

- równanie ruchów podłużnych

$$m \ddot{U} + m z_c \ddot{Q} + m (W - x_c Q) \dot{Q} = - mg \sin \theta + \quad (1)$$

$$+ T \cos \varphi_{Ty} - \frac{1}{2} \rho S V_o^2 (C_{xa} \cos \alpha - C_{za} \sin \alpha) + X_Q \dot{Q} + X_{\delta H} \delta H,$$



Rys.1 Fig.1

- równanie ruchów wznoszących

$$m \dot{W} - m x_c \dot{Q} - m (U - z_c \dot{Q})Q = mg \cos \theta + \quad (2)$$

$$- T \sin \varphi_{Ty} - \frac{1}{2} \rho S V_0^2 (C_{xa} \sin \alpha - C_{za} \cos \alpha) + Z_Q Q + Z_{\delta H} \delta_H,$$

- równanie ruchów przechyłających

$$m z_c \dot{U} - m x_c \dot{W} + J_y \dot{Q} + m (x_c \dot{U} + z_c \dot{W})Q = -mg (z_c \sin \theta + x_c \cos \theta) + \quad (3)$$

$$+ T (z_T \cos \varphi_{Ty} + x_T \sin \varphi_{Ty}) + \frac{1}{2} \rho S V_0^2 c C_{mya} + M_w \dot{W} + M_Q Q + M_{\delta H} \delta_H$$

- związki kinematyczne

$$\theta = Q, \quad (4) \quad x_1 = U \cos \theta + W \sin \theta, \quad (6)$$

$$V_0^2 = U^2 + W^2, \quad (5) \quad z_1 = -U \sin \theta + W \cos \theta, \quad (7)$$

- kąt natarcia

$$\alpha = \arctg \frac{W}{U}, \quad (8)$$

- wysokość lotu

$$h = -z_1. \quad (9)$$

Pochodne aerodynamiczne sił i momentów X_Q, Z_Q, M_Q, M_W oraz od sterowania $X_{\delta H}, Z_{\delta H}, M_{\delta H}$ są zgodne z [12] jak również i inne oznaczenia, których część przedstawiono na rys. 1.

3. SYMULACJA NUMERYCZNA I WYNIKI

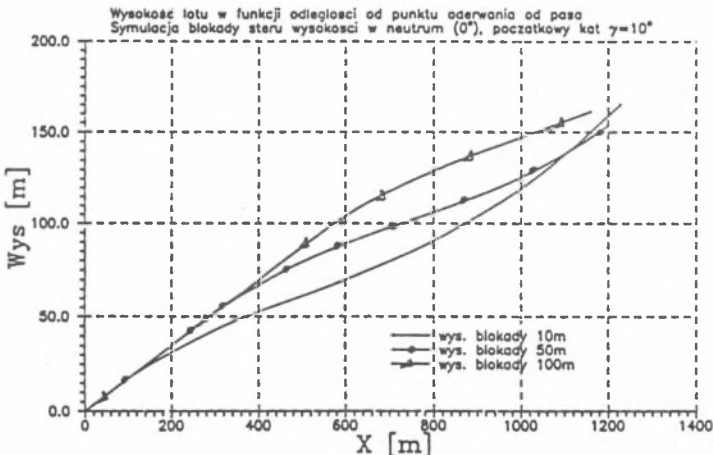
W celu przeprowadzenia symulacji numerycznej startu samolotu, dokonano identyfikacji parametrycznej opierając się na [1,7,16] danych samolotu z protokołu komisji oraz pracach [2,3,4,15]. Przeprowadzono pełną analizę masową w celu wyznaczenia środka masy samolotu x_c, z_c oraz momentu bezwładności J_y . Symulację numeryczną przeprowadzono dla szeregu stanów lotu.

A. Katastrofa wg kpt. E.M.Prchala przyjęta przez komisję

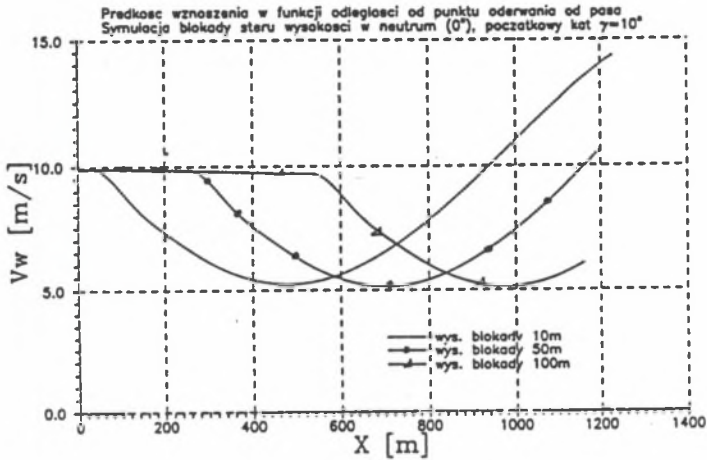
Samolot po prawidłowym oderwaniu się od ziemi wznosi się na wysokość 100 m po przejściu do lotu poziomego następuje blokada steru wysokości w neutrum. Silniki pracują na mocy startowej. Wyniki obliczeń trajektorii lotu (rys.2) wykazują, że blokada steru w neutrum na wysokościach 10 m, 50 m, 100 m nadal powoduje wznoszenie samolotu z prędkością V_w (rys.3) przy dodatnim zadarciu samolotu o kąt położenia θ - rys.4. Stąd wynika, że zeznania kpt. E.M.Prchala nie opisywały właściwego stanu lotu.

B. Symulacja blokady steru wysokości w położeniu neutrum $\delta_H=0^\circ$ przy kącie toru na wznoszeniu $\gamma=10^\circ$, silniki wyłączone 1 sekundę po blokadzie

Wyniki symulacji przedstawiają zmiany toru lotu (rys.5) dla blokad na wysokościach 10 m, 50 m i 100 m oraz zmianę kąta pochylenia samolotu θ (rys.6) dla tych warunków blokad. Widoczne jest, że w każdym z tych przypadków samolot po początkowym dalszym wznoszeniu zaczyna opadać stromo osiągając w



Rys. 2 Fig. 2.



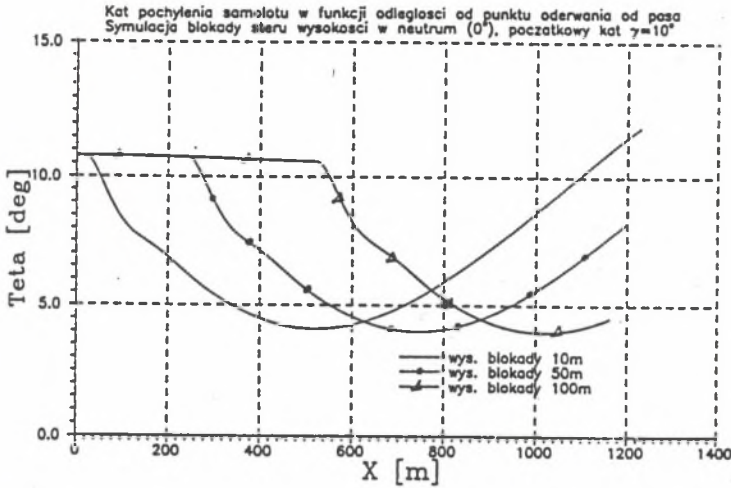
Rys.3 Fig.3.

końcowej fazie przed uderzeniem w wodę kąt pochylenia $\theta \approx 15^\circ$, co spowodowałoby zniszczenie samolotu w momencie uderzenia, dużą prędkość opadania V_w .

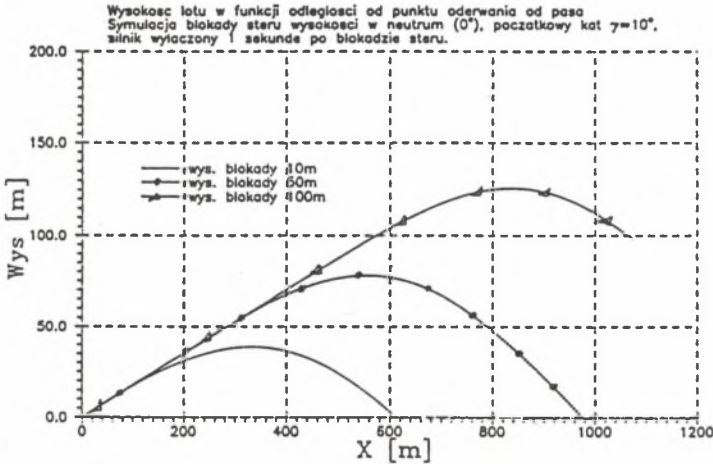
Punkt upadku przy blokadzie na 100 m leżałby poza miejscem rzeczywistej katastrofy. Przypadek sprzeczny z zeznaniami świadków o pracujących silnikach.

C. Przypadek lotu z różnymi awariami przy początkowym kącie wznoszenia $\gamma=10^\circ$

- na pracujących silnikach przy wychyleniu steru $\delta_H=10^\circ$ następuje blokada w neutralum $\delta_H=0^\circ$ - samolot początkowo opada, a następnie zaczyna się wznosić (rys.7) ze zmianą prędkości wznoszenia V_w (rys.8) i kąta pochylenia θ (rys.9),
- na pracujących silnikach przy wychyleniu steru wysokości i jego blokadzie na kącie $\delta_H=10^\circ$ - samolot zaczyna pikować do wody po bardzo stromym torze (rys.7) z dużą prędkością opadania V_w (rys.8) i na dużym kącie pochylenia θ (rys.9),
- na pracujących silnikach przy wychyleniu steru wysokości i jego blokadzie na kącie $\delta_H=5^\circ$ (rys.7+9) - przebieg zmian podobny jak w przypadku poprzednim, nieco łagodniejsze zmiany,
- na pracujących silnikach, wychylenie steru $\delta_H=10^\circ$, następnie blokada $\delta_H=0^\circ$ i wyłączenie silników - tor lotu jest zbliżony do lotu przedstawionego przez



Rys. 4 Fig. 4.



Rys. 5 Fig. 5

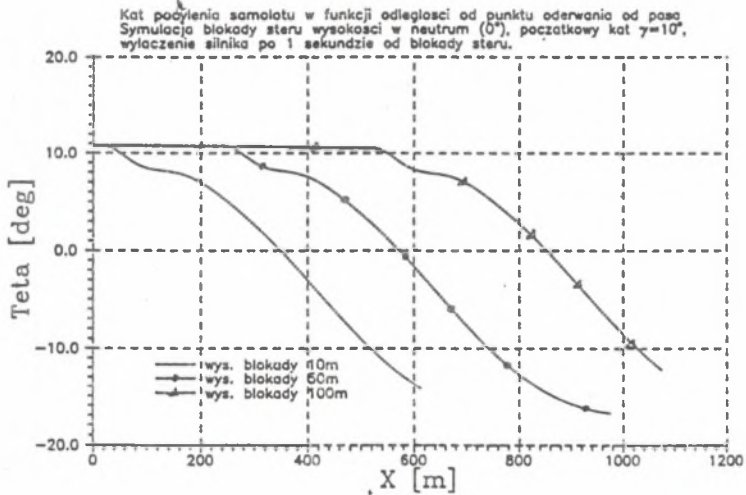
świadków, lecz sprzeczny z powodu pracy silników; wszyscy świadkowie stwierdzali, że praca silników ustała na moment przed zderzeniem z wodą.

D. Samolot sterowany świadomie przez pilota od momentu startu

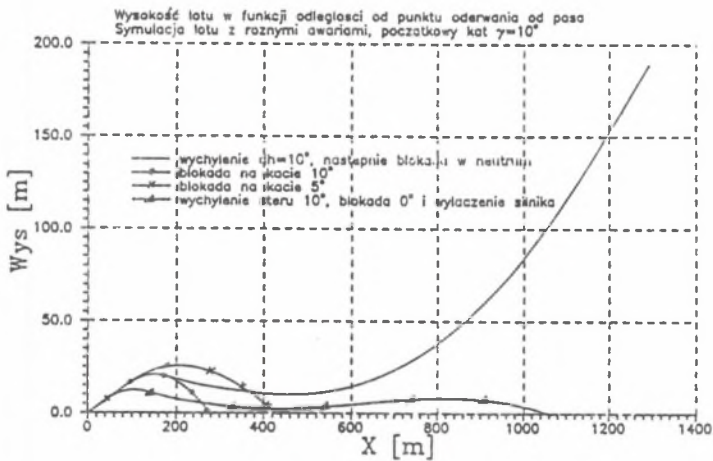
do wodowania na morzu (rys. 10, 11, 12)

Następuje prawidłowy rozbieg i wznoszenie samolotu, następnie pilot przechodzi do lotu poziomego osiagając prędkość ~10 m (rys. 10), ale w tym

czasie następuje zmniejszenie prędkości wznoszenia do $V_w=0$ m/s (rys.10), a następnie dalsze zmniejszenie do $V_w \approx -3.5$ m/s i samolot zniża lot.



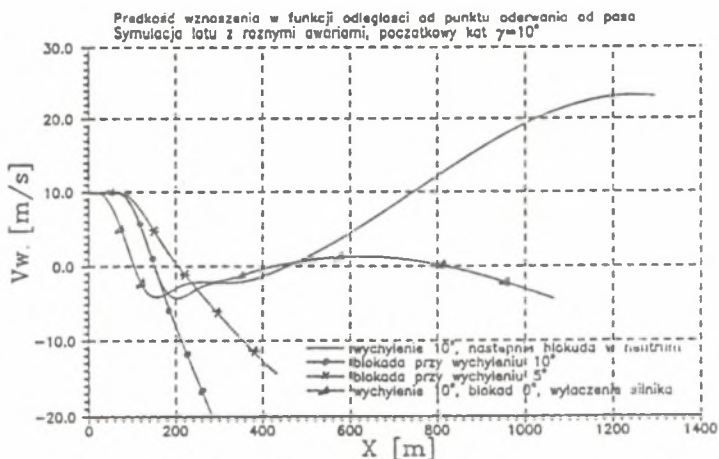
Rys. 6 Fig. 6.



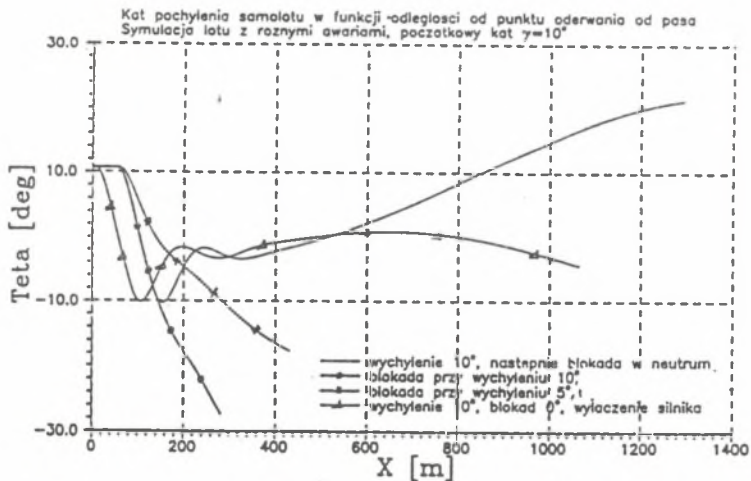
Rys. 7 Fig. 7.

Pilot wyrównuje świadomie lot samolotu nad powierzchnią morza kontynuując lot na małej wysokości, następnie wyłącza silniki i prawidłowo woduje na powierzchni morza.

Samolot utrzymuje się na powierzchni morza -8 minut, a następnie tonie nosem w dół obracając się na plecy i w tej pozycji z otwartym podwoziem został sfotografowany na dnie morza.



Rys. 8 Fig. 8.

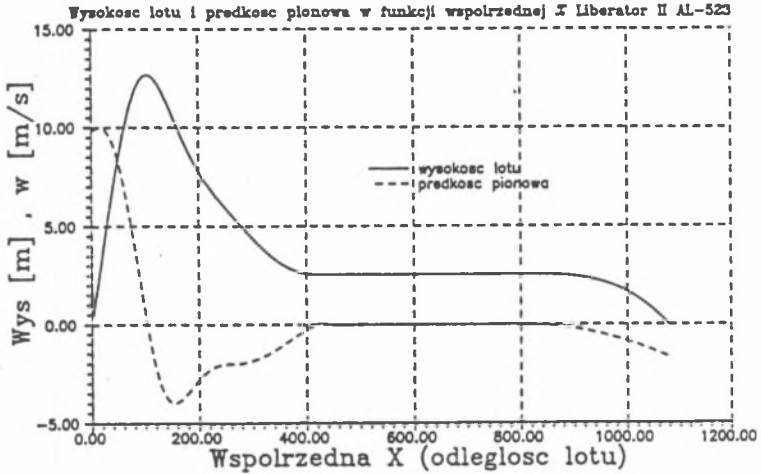


Rys. 9 Fig. 9.

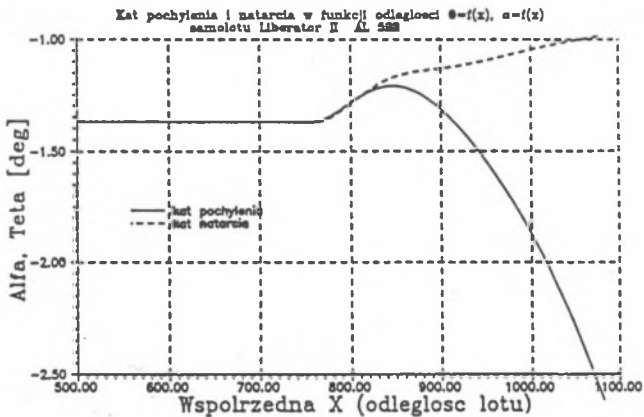
4. WNIOSEK

Z przeprowadzonej analizy wynika, że samolot był sprawny przez cały okres lotu, sterowany świadomie przez pilota do momentu wodowania.

Przebieg lotu przedstawiono na rys. 12.



Rys. 10 Fig. 10.



Rys. 11 Fig. 11

LITERATURA

- [1] After the battle, The death of general Sikorski, Number 20.
- [2] America in the air war, Time-life Books, Alexandria, Virginia
- [3] LARRY DAVIS: B-24 Liberator in action, Squadron/Signal publications, inc. Aircraft Number 80.
- [4] NOWICKI J.: B-24 Liberator, Przegląd Konstrukcji Lotniczych - Archiwum, Agencja Lotnicza Altair Ltd, Warszawa 1992
- [5] GOETZENDORF-GRABOWSKI T.: Cień Gibraltaru, Telewizja Polska z dnia 4 VII 1992 (fragment)
- [6] JANUSZKIEWICZ: Rok złych wróżb - Katastrofa Gibraltarska, Nowy Świat 4-5 VII 1992.
- [7] KLIMKOWSKI J.: Katastrofa w Gibraltarze, Wyd. Śląsk, Katowice 1965.
- [8] KOŹNIEWSKI K., TURSKI M.: Ostatni lot Sikorskiego, Polityka nr.19 (532), Rok XI, Warszawa 13 V 1967.
- [9] KUKIEL M.: Generał Sikorski, Wyd. Suplement, 1981.
- [10] MARYNIAK J.: Cień Gibraltaru, Telewizja Polska z dnia 4 VII 1992 (fragment).
- [11] MARYNIAK J.: Rewizja nadzwyczajna, Telewizja Polska z dnia 15 IX 1992 (fragment).
- [12] MARYNIAK J.: Ogólny model matematyczny sterowanego samolotu, Mchanika w lotnictwie, PIMTiS, Warszawa 1992.
- [13] MORGALA A.: Polskie samoloty wojskowe 1939-1945, Wyd. MON, Warszawa 1976.
- [14] POPIEL K.: Generał Sikorski w mojej pamięci, ODiSS, Warszawa 1983.
- [15] IRA H.ABBOT, ALBERT E. von DOENHOFF, LOUIS S.STIVERS, Jr : Summary of Airfoil Data, Report No. 824, Langley Memorial Aeronautical Laboratory, Langley Field, Va.
- [16] SUBOTKIN W.: Tragiczny lot generała Siorskiego - fakty i dokumenty, KAW, Szczecin 1986.

Recenzent: Prof. Eugeniusz Świtoński

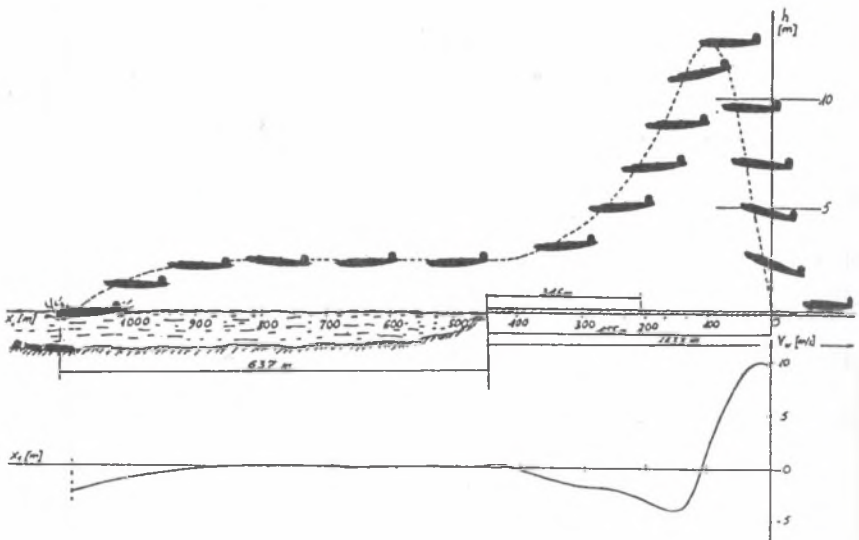
Wpłynęło do Redakcji dnia 25.11.1992

Abstract

Result of the crash in Gibraltar of the aircraft B-24 Liberator of 4th July 1943 was the death of General W.Sikorski - commander-in-chief of Polish Army in the West during the second World War. The work presents the technical analysis of aborted take-off. Equations of motion for the assumed physical model (Fig.1) of the aircraft during take-off (1)+(9) were derived. The numerical simulation of the model was conducted and the results of this simulation are shown in graphical form. Fig.2 illustrates the flight

trajectory of B-24 in case when elevator was blocked at position equal to 0° during initial climb, accordingly on high - 10m, 50m and 100m.

The changes of the following parameters with coordinate X are shown on Fig.3 - vertical velocity V_v , Fig.4 - pitch angle θ . Fig. 5 and 6 illustrate trajectory of flight and pitch angle in the case similar to previous ones, but with cut off engines the one second after the elevator was blocked.



Rys. 12. Fig. 12.

Figures 7+9 illustrate trajectory of flight, pitch angle and vertical velocity for four different cases:

- elevator was blocked at position equal 10° ,
- elevator was blocked at position equal 5° ,
- take-off, elevator was deflected at position equal 10° , next elevator was blocked at position equal 0° ,
- case similar to previous but with the cut off engines.

Figures 10+12 illustrate hypothetical trajectory, vertical velocity, pitch angle and angle of attack of aborted take-off of 4th July 1943. Accounting all facts authors state that aircraft was controllable during the flight all time.