

NUMERYCZNA ANALIZA STARTU SZYBOWCA ZA WYCIĄGARKĄ

KRZYSZTOF KUBRYŃSKI

Politechnika Warszawska, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stodowanej

e-mail: krzysztof.kubrynski@pw.edu.pl

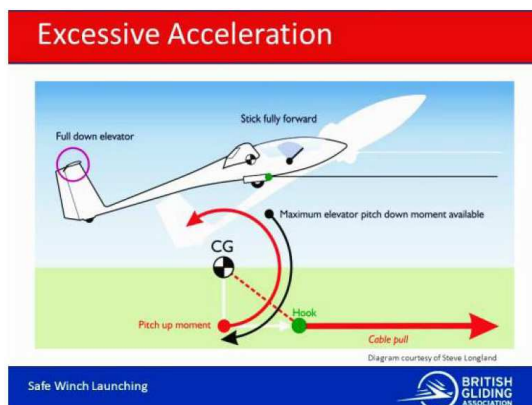
W pracy przedstawiono obliczeniową metodę analizy startu szybowca z wykorzystaniem wyciągarki. Jednym z krytycznych etapów takiego startu jest moment oderwania szybowca od ziemi, a dotyczy w szczególności współczesnych szybowców wyczynowych. Ujemna siła aerodynamiczna wytwarzana na usterzeniu poziomym może okazać się zbyt mała przy stosunkowo niskiej prędkości oderwania do skompensowania dużego momentu zadzierający od siły ciągu w linie. Prezentowana procedura bazuje na całkowaniu równań ruchu, przy czym wyznaczanie sił aerodynamicznych realizowane jest w oparciu o metodę panelową, z uwzględnieniem oddziaływania warstwy przyściennej, efektów wpływu ziemi oraz deformacji aeroelastycznej skrzydła.

1. Wprowadzenie

Start szybowca z wykorzystaniem wyciągarki należy do bardzo popularnych, a przede wszystkim wyjątkowo tanich sposobów uzyskania odpowiedniej wysokości, zapewniającej możliwość kontynuowania dalszego lotu. Doświadczenie wskazuje jednak, że należy też niestety do relatywnie mniej bezpiecznych rodzajów wyniesienia szybowca w powietrze, np. w porównaniu do często stosowanego holu za samolotem. Problem dotyczy zwłaszcza początkowej fazy startu do uzyskania wysokości ok. 60 m. Jednym ze szczególnych problemów pojawiających się w tej fazie jest przeciągnięcie wywołane nadmierną prędkością kątową rotacji po oderwaniu, która wynikać może z kilku przyczyn. Najbardziej oczywistą jest nieprawidłowa reakcja pilota. Jednak bardzo interesujące z punktu widzenia analizy startu jest nadmierne przyspieszenie liniowe w tej fazie lub, co jest tożsame, zbyt duża siła w linie. Sytuacje takie nie są częste, jednak jak podkreślają ich opisy, prowadzą z reguły do wypadków ze skutkiem śmiertelnym: następuje przeciągnięcie, wejście w poziomy korkociąg z niewypiętą liną i uderzenie w ziemię w pozycji odwróconej (plecowej). Po wystąpieniu takiego zjawiska pilot nie ma już możliwości jakiegokolwiek reakcji, która by zapobiegła takiemu finałowi. Przyczyn takiego przebiegu wydarzeń może być kilka, począwszy od nieprawidłowej obsługi wyciągarki lub błędu pilota. Jednak współczesne rozwiązania techniczne szybowców znacząco zwiększyły ryzyko takich wydarzeń. Jedną z przyczyn może być stosowanie cienkich, elastycznych lin syntetycznych, które w przypadku pulsacyjnego rozciągania mogą spowodować „wystrzelenie” szybowca. Znacznie bardziej interesujące są jednak przyczyny konstrukcyjne, wynikające z trendów w projektowaniu współczesnych szybowców wyczynowych. Rysunek 1 przedstawia ilustrację problemu związanego z nadmiernym przyspieszeniem bezpośrednio po oderwaniu.

Przy relatywnie małej prędkości oderwania dużej sile w linie oraz dużej odległości pionowej między zaczepem a środkiem ciężkości szybowca możliwa do wytworzenia siła nośna na usterzeniu może nie wystarczyć do zapobieżenia gwałtownemu wzrostowi kąta natarcia i przeciągnięcia.

W celu maksymalizacji osiągnięć we współczesnych szybowcach stosuje się możliwie małe powierzchnie usterzenia poziomego, możliwie tylne położenie środka ciężkości (mały zapas stateczności statycznej), zaczepy holownicze umieszczane bardzo nisko na goleni chowanego podwozia, duże ilości balastu wodnego umieszczane są w skrzydłach w układzie górno- lub grzbieto-płata

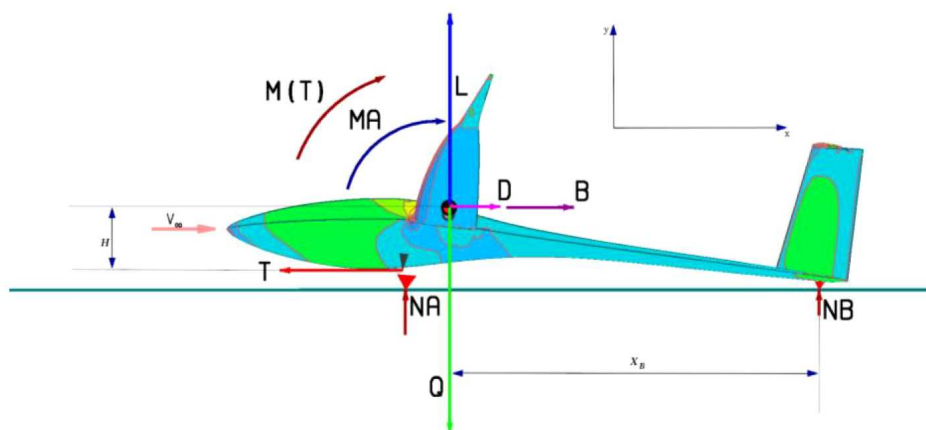


Rys. 1. Problem nadmiernego przyspieszenia po oderwaniu [1]

(z uwagi na korzyści interferencyjne). Dodatkowo duże wydłużenia i cienkie profile skrzydeł powodują znaczne ugięcia skrzydła i dalsze przesunięcie środka ciężkości do góry. Wszystkie te cechy wydatnie zwiększają potencjalne problemy zilustrowane na rysunku 1. Problem stał się na tyle poważny (wypadki śmiertelne zaistniały w ostatnich latach), że Europejska Agencja Bezpieczeństwa Lotniczego (EASA) zapowiedziała wprowadzenie zmian w przepisach szybowcowych CS-22, wynikających z powyższych problemów [2]: konieczne będzie zademonstrowanie bezpieczeństwa takiego startu w ramach przeprowadzenia wymaganych prób. W celu redukcji ryzyka takich problemów pakiet programów KK-AERO [3, 4] uzupełniony został dodatkowymi nakładkami programowymi, które umożliwiają analizę startu szybowca za wyciągarką. W efekcie możliwe jest rozważenie wpływu cech konstrukcyjnych szybowca na bezpieczeństwo takiego rodzaju startu już na etapie jego projektowania. Niestety, do prawidłowego przeprowadzenia takich obliczeń konieczna jest znajomość rzeczywiście występujących wartości sił ciągu w linie, zwłaszcza przy prędkości bezpośrednio po oderwaniu. Niestety dostępność tych danych jest bardzo ograniczona.

2. Model obliczeniowy

Rysunek 2 przedstawia przyjęty do analizy model rozpatrywany przy starcie szybowca. Przyjęty układ współrzędnych związany jest z ziemią, oś Ox jest pozioma, a oś Oz prostopadła do gruntu. Równania ruchu zapisywane są w tym układzie współrzędnych, a wszystkie siły, prędkości, przemieszczenia liniowe i kątowne szybowca są przeliczane do tego układu.



Rys. 2. Model przyjęty do obliczeń

Rozpatrywane są: ciężar Q , siła nośna L , siła oporu D , siła ciągu w linie T oraz oddziaływanie ziemi na podwozie, odpowiednio N_A – koło przednie i N_B – koło tylne. Całkowity moment względem środka ciężkości szybowca wynika z aerodynamicznego momentu podłużnego MAERO, momentu od siły w linie $M(T) = T H$, oraz oddziaływania podwozia, siły N_A i N_B . Do chwili odciążenia koła przedniego i jego uniesienia zagadnienie jest trywialne. Wprowadzając siłę bezwładności B wynikającą z przyspieszenia poziomego, sprowadzamy problem do statyki i wyznaczamy siły działające na koła podwozia. Po uniesieniu koła przedniego aż do chwili odciążenia koła tylnego konieczne jest wyznaczenie siły jego oddziaływania z ziemią N_B . Można tego dokonać z warunku zerowania pionowej składowej (z) przyspieszenia w punkcie B (styku koła tylnego z ziemią), a tym samym zerowania jego prędkości pionowej i pionowego przemieszczenia

$$a_{zB} = \frac{F_z + N_B}{m} - \frac{M_{AERO} + T H - N_B x_B}{J_y} x_B = 0 \quad (2.1)$$

gdzie F_z jest składową z całkowitej siły aerodynamicznej działającej na szybowiec.

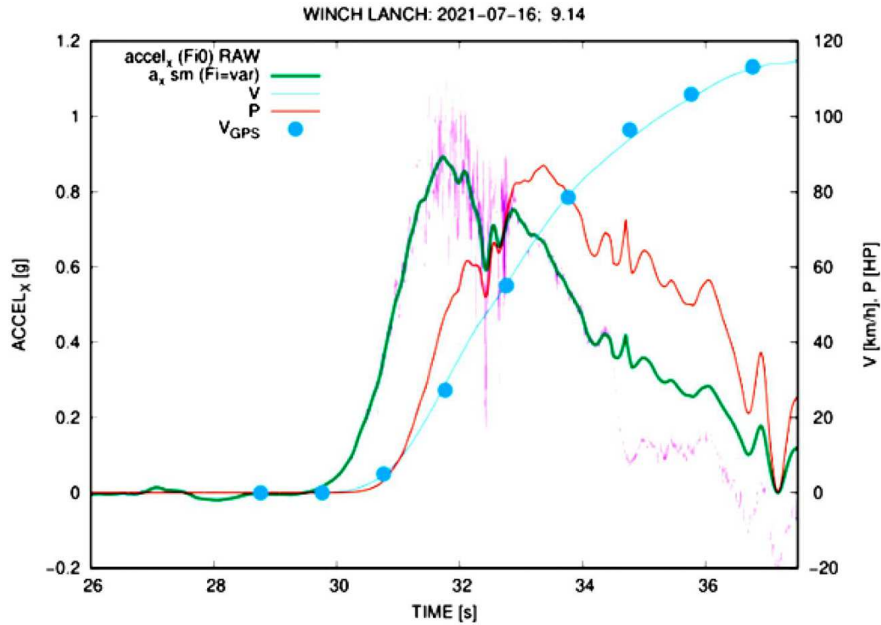
Jak już wspomniano i zaznaczono na rysunku, momenty wyznaczone są względem rzeczywistego środka ciężkości szybowca, z uwzględnieniem odkształcenia aeroelastycznego skrzydła. To samo dotyczy określenia odległości H , wykorzystywanej do wyznaczenia momentu od siły ciągu w linie.

Po oderwaniu koła tylnego pozostają wyłącznie siły ciężkości, aerodynamiczne i oddziaływania liny oraz momenty aerodynamiczne i wynikający z oddziaływania liny. Znając siły i momenty, wyznaczane są przyspieszenia liniowe a_x i a_z oraz kątowne ε_y , które następnie są całkowane po czasie w celu wyznaczenia prędkości i przemieszczeń liniowych i kątowych szybowca. Znając składowe prędkości oraz podłużny kąt szybowca, można określić kąt natarcia, a następnie wyznaczyć jego opływ i charakterystyki aerodynamiczne. Do całkowania równań ruchu zastosowano schemat numeryczny drugiego rzędu typu predyktor-korektor. W każdym kroku czasowym konieczne jest dwukrotne wyznaczenie opływu i charakterystyk aerodynamicznych. Pojedynczy przypadek analizy opływu obejmuje wykonanie kilka iteracji w celu uwzględnienia silnego oddziaływania lepko-nielepkiego (warstwy przyściennej) oraz aeroelastycznego odkształcenia skrzydła. W przypadku pełnego uwzględnienia oddziaływania bliskości ziemi, konieczne jest każdorazowo wyznaczenie macierzy aerodynamicznych współczynników wpływowych, jej odwrócenie i wyznaczenie rozwiązania. Uwzględniając moce obliczeniowe współcześnie dostępnych komputerów i zastosowane w pakiecie KK-AERO przetwarzanie równoległe, jest to zadanie w pełni wykonalne nawet przy bardzo dużej rozdzielczości siatki obliczeniowej (obecne obliczenia wykonywano z użyciem blisko 10000 elementów dla połówki konfiguracji szybowca).

3. Siła ciągu wyciągarki

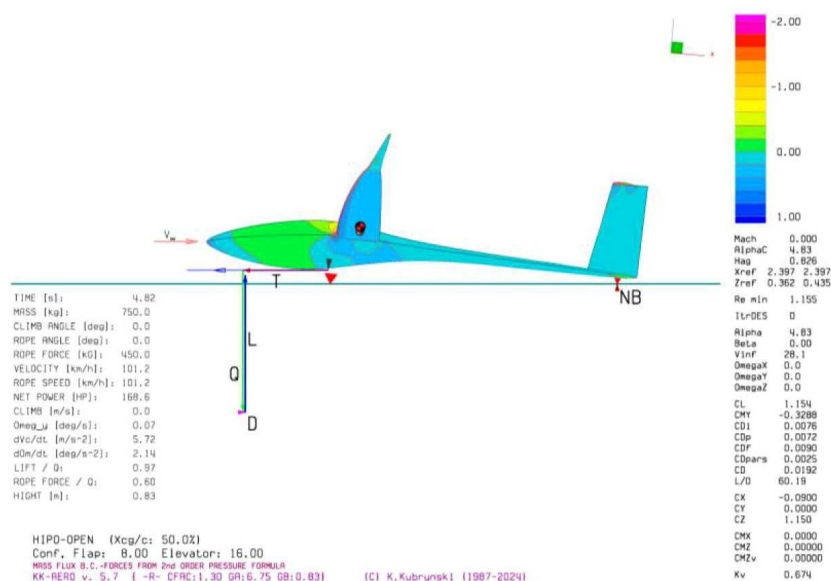
Oddzielnym problemem, który pojawia się przy analizie startu za wyciągarką jest określenie siły oddziaływania liny na szybowiec, zwłaszcza w momencie oderwania. Wiarygodność nielicznych dostępnych danych jest dość wątpliwa. Nie udało się też uzyskać takich danych od producentów wyciągarek. W celu określenia tych wartości wykonane były próbne starty szybowca SZD-9 Bocian z wykorzystaniem jednej z najmocniejszych dostępnej wyciągarki z silnikiem wysokoprężnym o mocy blisko 300 KM. Start odbywał się bez wznoszenia aż do uzyskania prędkości blisko 120 km/h. Użyto prostego akcelerometru do określenia przyspieszeń oraz zapisu sygnału GPS do określenia prędkości i przemieszczenia. Pozwoliło to oszacować rzeczywiste parametry startu. Przykładowy wynik przedstawiono na rys. 3.

Maksymalne zarejestrowane przyspieszenia osiągnęły ok. 0.9 g (co odpowiadało ok. 5 kN siły). Wartości te jednak szybko spadały ze wzrostem prędkości, co wynikało ze zbliżania się do maksymalnych obrotów silnika. Przy typowej przewidywanej prędkości oderwania nie przekraczały

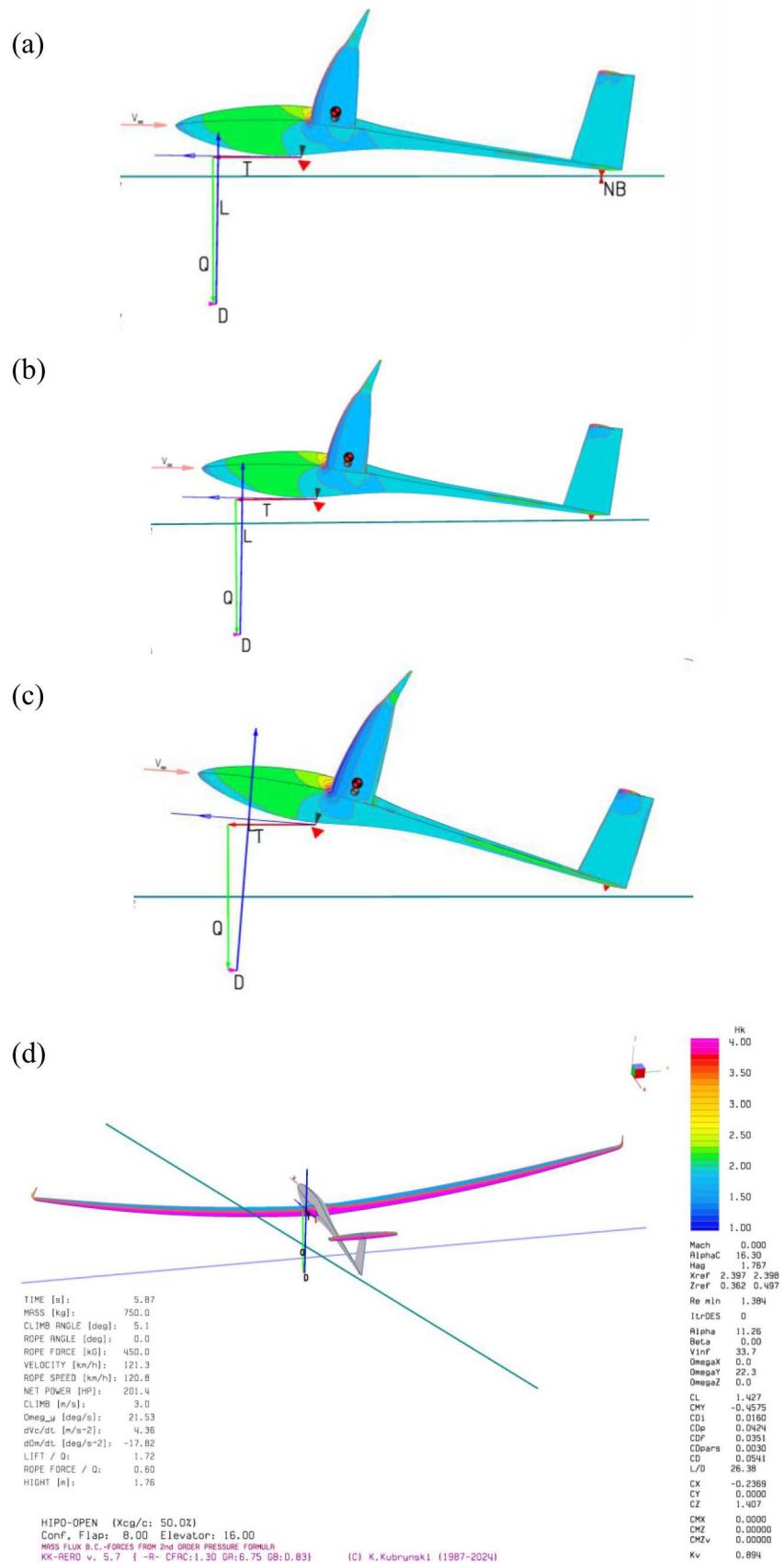


Rys. 3. Wyznaczony przebieg sił i przyspieszeń w trakcie startu szybowca za wyciągarką

połowy tej wartości. Warto jednak zauważyć, że w znacznej mierze wynika to z wysterowania (przełożenia przekładni) napędu wyciągarki. Należy też zauważyć, że wielkości te mogą nie być miarodajne dla innych oraz dla coraz powszechniej stosowanych wyciągarek elektrycznych o dużej mocy, w których praktycznie nie następuje redukcja momentu obrotowego ze wzrostem obrotów (i prędkości zwijania liny). Należy też przewidywać możliwe dodatkowe czynniki, mogące mieć istotny wpływ na siłę ciągu, jak np. wpływ elastyczności lin syntetycznych (z możliwością jej naciągnięcia i „wystrzelenia”). Niebezpiecznym zjawiskiem może też być gwałtowny, chwilowy podmuch, powodujący przedwczesne oderwanie szybowca. Innym wymienianym czynnikiem może też być nieprawidłowa obsługa wyciągarki, ale też błędy pilota (np. chwilowe niepełne oddanie drążka).



Rys. 4. Warunki odciążenia koła przedniego



Rys. 5. Kolejne etapy obliczeń startu za wyciągarką, opis w tekście

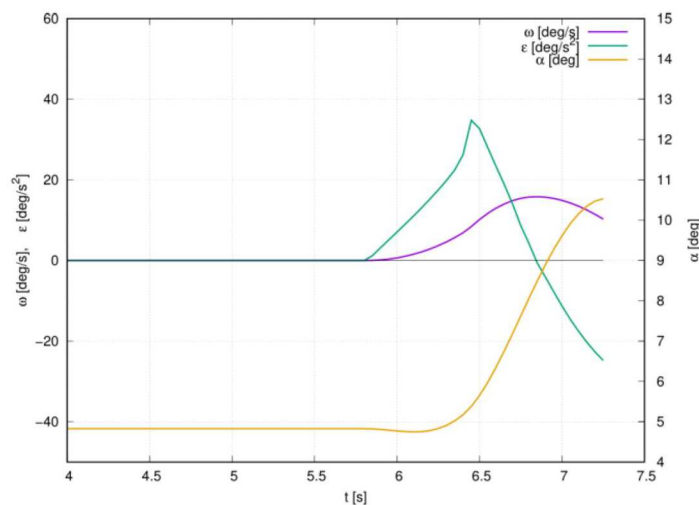
4. Przykładowe wyniki startu wyciągarkowego

Opracowana obliczeniowa metoda analizy startu wyciągarkowego wykorzystywana była w rzeczywistym projektowaniu nowego szybowca wyczynowego. Poniższy przykład dotyczy jednak hipotetycznego szybowca wyczynowego klasy otwartej z zaczepem umieszczonym na goleni podwozia, masie 750 kg, sile ciągu liny 4,5 kN, klapach wychylonych na $+8^\circ$ oraz sterze wysokości w pozycji $+16^\circ$.

Na rys. 4 przedstawiono warunki odpowiadające odciążeniu koła przedniego. Kolejne rysunki (5a-5c) przedstawiają następne etapy przewidywanego startu, odpowiednio: uniesienie koła przedniego, odciążenia koła tylnego oraz pełne uniesienie szybowca. Na rys. 5d przedstawiono rozkład współczynnika kształtu warstwy przyściennej H_k . Kolor fioletowy odpowiada obszarowi oderwania przepływu (zarówno na skrzydle, jak i usterzeniu) i odpowiada warunkom bliskim przeciągnięcia. Warto zauważyć, że w końcowym etapie siła nośna jest wyraźnie większa od ciężaru szybowca. Odpowiada temu znaczące przyspieszenie pionowe, ale też zwiększone ugięcie skrzydeł.

Przedstawiony przypadek jest przypuszczalnie dość mało prawdopodobny, z uwagi na przyjętą dość dużą siłę ciągu w linie.

Wykres 6 przedstawia przebieg przewidywanych przyspieszeń kątowych ε_y , prędkości kątowej szybowca ω_y i kąta natarcia α przy zredukowanej sile ciągu do 3,5 kN. W tym przypadku kąt natarcia dochodzi do wartości bliskich przeciągnięcia, jednak następuje szybka jego redukcja na skutek wzrostu momentu aerodynamicznego (wynikającego ze wzrostu prędkości i większej skuteczności usterzenia) oraz redukcji momentu od siły ciągu (na skutek zmiany kąta ustawienia szybowca względem ziemi i liny).



Rys. 6. Parametry definiujące przebieg startu szybowca, $T = 3,5$ kN

5. Podsumowanie

Dzięki opracowanej metodzie można, zmieniając parametry konstrukcyjne i warunki przebiegu startu, już na etapie projektowania zapewnić odpowiedni margines bezpieczeństwa startu szybowca z wykorzystaniem wyciągarki. Dostępność danych ilościowych, niezbędnych do przeprowadzenia prawidłowej i wiarygodnej analizy takiego startu (w tym rzeczywistych sił), należy ocenić jako niewystarczającą. Z drugiej strony, uwzględniając możliwe niepewności wynikające z działań ludzi (błędy obsługi wyciągarki lub pilota), zjawisk związanych z elastycznością coraz częściej wykorzystywanych lin syntetycznych, jak też ewentualny wpływ czynników atmosferycznych (podmuchy wiatru), wydaje się celowe przyjęcie raczej zawyżonych parametrów

do analizy takiego rodzaju startu. Generalne wnioski, które nasuwają się w wyniku dość licznych przeprowadzonych już analiz są dość jednoznaczne. Niebezpieczeństwo wystąpienia zarzutu kąta natarcia i przeciągnięcia na skutek nadmiernego momentu od siły ciągu w linie praktycznie wydają się prawdopodobne jedynie dla współczesnych szybowców wyczynowych, z nisko i daleko zamocowanym zaczepem, wysokim położeniem środka ciężkości wynikającym z przyjętego układu, balastu wodnego w skrzydłach oraz deformacji giętej skrzydeł. Sprzyja temu też tendencja do redukcji powierzchni usterzenia poziomego i cięciwy steru wysokości wynikających z chęci poprawy osiągow. Sposobem na zmniejszenie takiego niebezpieczeństwa jest redukcja ciągu w linie w momencie oderwania przez odpowiednie działania obsługi wyciągarki oraz stosowanie niewielkich wychyleń klap (w przypadku szybowców klapowych) w fazie rozbiegu i startu (z możliwością zwiększenia wychylenia w fazie ustalonego wznoszenia). Należy też zauważyć, że takie zalecenia można znaleźć w dokumentacji („Flight Manuals”) niektórych współczesnych szybowców wyczynowych (np. LS-10, JS-1). Warto nadmienić, że metoda wyciągarkowa startu szybowców wyczynowych z balastem jest w Polsce praktycznie zupełnie nieznaną, jednak według dostępnych informacji jest praktykowana w innych krajach z uwagi na jej niewielkie wymagania „logistyczne” oraz niski koszt.

Bibliografia

1. <https://members.glidering.co.uk/library/safety/winch-operations-presentation/>
2. European Union Aviation Safety Agency (EASA), Notice of Proposed Amendment 2020-13, Regular update of CS-22, 14, 12, 2020
3. KUBRYNSKI K., Design of 3-dimensional complex airplane configurations with specified pressure distribution via optimization, *Proceedings of ICIDES-III Conference*, G.S. Dulikravich (Edit.), Washington D.C., 263-280, 1991
4. KUBRYNSKI K., Zastosowanie metod obliczeniowych w projektowaniu własności lotnych samolotów i szybowców, [W:] *Mechanika w Lotnictwie, ML-XVIII 2018*, K. Sibilski (Red.), ZG PTMTS, Warszawa, 2018

Numerical analysis of a winch-driven glider launch

The paper describes a computational method of sailplane winch launch analysis. It is based on integration of the equations of motion, a panel method for flow analysis and determination of aerodynamic forces and moments, including strong viscous-inviscid interaction, aeroelastic wing deformation and the ground effect. The method allows for determination, at the initial design stage, of the influence of sailplane design parameters, as well as winch power on safety in the case of such a glider start method.