

(19)



URZĄD
PATENTOWY
RZECZYPOSPOLITEJ
POLSKIEJ

(10) **PL 246559 B1**

(12)

Opis patentowy

(21) Numer zgłoszenia: **443810**

(22) Data zgłoszenia: **2023.02.16**

(43) Data publikacji o zgłoszeniu: **2024.08.19 BUP 34/2024**

(45) Data publikacji o udzieleniu patentu: **2025.02.10 WUP 06/2025**

(51) MKP:

B64D 37/12 (2006.01)

B64D 1/02 (2006.01)

B64D 7/08 (2006.01)

(73) Uprawniony z patentu:

**SIEĆ BADAWCZA ŁUKASIEWICZ-INSTYTUT
LOTNICTWA, Warszawa, PL**

(72) Twórca(-y) wynalazku:

ANDRZEJ KRZYSIAK, Warszawa, PL

(74) Pełnomocnik:

rzecz. pat. Marcin Szyniec, Poznań, PL

(54) Tytuł:

**Sposób mocowania podwieszenia do skrzydeł pojazdów powietrznych, zwłaszcza
podwieszenia o małej masie własnej**

PL 246559 B1

Opis wynalazku

Przedmiotem wynalazku jest sposób mocowania podwieszenia do skrzydeł pojazdów powietrznych, zwłaszcza podwieszenia o małej masie własnej. Sposób znajduje zastosowanie w lotnictwie, przy przenoszeniu wielu różnych rodzajów podwieszeń, w szczególności charakteryzujących się niedużym ciężarem właściwym, takich jak puste zbiorniki paliwa czy zasobnik rakiet, które w określonych sytuacjach mogą być uwalniane podczas lotu.

W stanie techniki znane są sposoby mocowania podwieszenia do skrzydeł i zrzucania ładunków lotniczych, w tym sposoby uwalniania podwieszenia z pojazdów powietrznych mające na celu zapewnienie bezpieczeństwa nosiciela podczas zrzutu podwieszenia i uniknięcia kolizji pomiędzy samolotem – nosicielem, a zrzucanym podwieszeniem. Obecnie, powszechnie znaną metodą zabezpieczającą proces uwalniania podwieszenia jest zastosowanie piro-mechanicznego mechanizmu wymuszającego szybkie wyjście uwalnianego podwieszenia poza obszar bezpośredniego sąsiedztwa z samolotem – nosicielem. Takie rozwiązanie pozwala na zapewnienie bezpieczeństwa zrzutu podwieszeń, ale wpływa na wzrost złożoności konstrukcji belki podskrzydłowej samolotu, a co za tym idzie wzrost kosztów wytwarzania, przeglądów i konserwacji. Ponadto, mechanizmy piro-mechaniczne przyczyniają się do wzrostu ciężaru samolotu, a także powodują ryzyko wystąpienia dodatkowych silnych naprężeń w konstrukcji belki podskrzydłowej samolotu wywołanych działaniem ładunków pirotechnicznych.

Przykładowo, JPH03287495A ujawnia konstrukcję do wspomaganego wysokim ciśnieniem zrzucania obiektów podwieszonych do samolotu. W tym rozwiązaniu urządzenie do powieszenia ładunku pod samolotem i do jego zrzucania jest standardowe i zawiera hak oraz mechanizm zwalniający. Standardowe urządzenie do podwieszenia ładunku zostało jednak połączone z wysokociśnieniowym źródłem gazu, którym może być zbiornik gazu pod wysokim ciśnieniem bądź powietrze pochodzące z sekcji wysokociśnieniowej silnika samolotu. W obszarze mocowania podwieszonego obiektu znajdują się liczne dysze, których wylot skierowany jest w normalnej pozycji w dół, to znaczy w kierunku podwieszonego obiektu. Dysze połączone są rurami z źródłem gazu pod wysokim ciśnieniem, a na końcowych odcinkach rur znajdują się zawory otwierające bądź zamykające przepływ gazu pod wysokim ciśnieniem do dysz. W momencie uruchomienia przez pilota zrzutu podwieszonego obiektu otwierane są również zawory na rurach powodując, że gaz pod wysokim ciśnieniem natychmiast wypływa poprzez dysze w kierunku zamocowanego obiektu. Tym samym podwieszony obiekt natychmiast po zwolnieniu z haka jest dodatkową siłą oddzielany i odpychany od samolotu.

Z kolei, w manuskrypcie opublikowanym w Journal of Aircraft, Vol. 44, No. 2, 2007, DOI: 10.2514/1.27680, autorzy Liu i Montefort przebadali fizyczny mechanizm zwiększania siły nośnej tak zwanej kłapy Gurneya, która jest krótkim pasem zainstalowanym wzdłuż krawędzi spływu na powierzchni nacisku prostopadłej do linii cięciwy skrzydła. Istotne jest, że kłapy Gurneya mogą zwiększyć siłę nośną kosztem zwiększenia oporu. Jak wskazali autorzy zarówno przyrosty współczynnika siły nośnej, jak i momentu pochylającego są proporcjonalne do pierwiastka kwadratowego znormalizowanej wysokości kłapy Gurneya. W związku z tym stosunek przyrostów współczynnika siły nośnej i pochylającego nachylenia jest stałą niezależną od wysokości kłapy. Niniejsze ma zastosowanie także do najbardziej znanej rodziny profili, którymi są profile NACA i na podstawie tych informacji można obliczyć punkt spiętrzenia przepływu na dolnej powierzchni profilu skrzydła.

Natomiast ze zgłoszenia SU929494A1 znany jest sposób mocowania i bezpiecznego zrzucania podwieszenia z samolotu poprzez nadanie mu określonego położenia względem pojazdu powietrznego. Urządzenie do mocowania i zrzucania ładunków lotniczych zawiera między innymi uchwyt, przegubowy hak oraz dźwignię blokującą, które połączone są ze sobą opornikiem o regulowanej długości. Z kolei na ładunku umieszczony jest element wypukły z pionową płytką oraz tak zwane ucho, w które wmontowany jest hak w momencie, gdy ładunek jest zawieszony pod skrzydłem samolotu. Podwieszenie zamocowane pod skrzydłem samolotu jest wysunięte przed krawędź natarcia skrzydła samolotu. Sposób uwolnienia podwieszenia polega na tym, że po uruchomieniu elementu w postaci zamka, podwieszenie pod wpływem działania siły ciężkości bądź też pod wpływem dodatkowego elementu popychającego obraca się w płaszczyźnie pionowej względem haka oraz ucha, aż do momentu zwolnienia elementu wypukłego z pionową płytką. W momencie odłączenia, podwieszenie zostaje całkowicie uwolnione z uchwytu i odchodzi od niego w płaszczyźnie poziomej i pionowej w tył i dół. Z kolei, dzięki temu, że hak zazębiony jest elementem wypukłym oraz uchem podwieszenia, nie następuje blokada elementu wypukłego co zwiększa dokładność zadanego kąta odłączenia podwieszenia oraz zmniejsza prawdopodobieństwo

blokady podwieszenia przy jego uwalnianiu zwiększając bezpieczeństwo całego mechanizmu. Przedstawione rozwiązanie w celu zapewnienia bezpiecznego uwolnienia podwieszenia wymaga zatem specjalnie zaprojektowanej konstrukcji pojazdu latającego, a także zastosowania dodatkowego elementu popychającego uwalniane podwieszenie.

Celem wynalazku jest rozwiązanie problemu technicznego polegającego na tym, że podczas uwalniania podwieszenia, istnieje niebezpieczeństwo zderzenia samolotu ze zrzucanym podwieszeniem. Z wyłączeniem bomb i rakiet większość rodzajów podwieszeń przeznaczona jest do wielokrotnego użytku. Są wśród nich zwłaszcza podwieszane do samolotów zbiorniki paliwa, czy też zasobniki rakiet. Ich zrzutu dokonuje się jedynie w sytuacjach awaryjnych, na przykład podczas przymusowego lądowania czy konieczności szybkiego opuszczenia pola walki. Biorąc pod uwagę nadzwyczajne okoliczności towarzyszące zrzutowi tego rodzaju podwieszeń szczególnie ważne jest zapewnienie bezpieczeństwa samolotu w trakcie tych działań. Niekontrolowane zwolnienie podwieszenia jest szczególnie niebezpieczne w przypadku podwieszeń o niskiej masie, które charakteryzują się dużą powierzchnią nośną, gdyż działające na podwieszenie siły aerodynamiczne mogą mieć znacząco większe wartości niż siły masowe, powodując uniesienie podwieszenia i znaczne ryzyko niekontrolowanego zderzenia podwieszenia z samolotem. Znane są przypadki, gdy zrzucany podskrzydłowy pusty zbiornik paliwa po uwolnieniu z zaczepów przelatywał nad skrzydłem samolotu.

Przedmiotem wynalazku jest sposób mocowania podwieszenia do skrzydeł pojazdów powietrznych, zwłaszcza podwieszenia o małej masie własnej, w którym podwieszenie mocuje się do belki podskrzydłowej umieszczając nosek podwieszenia przed krawędzią natarcia skrzydła pojazdu powietrznego.

Istota wynalazku polega na tym, że

- dobiera się zakres dodatnich kątów natarcia dla których w trakcie lotu może być realizowany zrzut podwieszenia;
- dla dobranych kątów natarcia oblicza się obszar najwyższego ciśnienia (D_s),
- a następnie mocuje się podwieszenie na belce podskrzydłowej umieszczając nosek podwieszenia przed obszarem najwyższego ciśnienia oraz umieszczając co najmniej fragment przedniej części podwieszenia położonej pomiędzy noskiem podwieszenia, a środkiem ciężkości podwieszenia, w obszarze najwyższego ciśnienia.

Korzystnie, kąty natarcia profilu mieszczą się w zakresie 0 – 15 deg.

Równie korzystnie, wysuwa się nosek podwieszenia przed krawędź natarcia skrzydła spełniając warunek, że odległość noska podwieszenia od krawędzi natarcia skrzydła, mierzona wzdłuż cięciwy skrzydła, podzielona przez długość profilu podwieszenia zawiera się w przedziale 0 ÷ 0,1.

Dobrze jest także, gdy do belki podskrzydłowej mocuje się zbiornik paliwa.

Zasadnym jest także, gdy dla obliczenia położenia obszaru najwyższego ciśnienia (D_s) dla skrzydeł o profilu z rodziny profili NACA, korzysta się ze wzoru:

$$D_s [\%C] = [(-0,9 * \alpha^2 + 20 * \alpha - 2) * t + 30 * \alpha^2 - 30 * \alpha + 6] * 10^{-5}$$

gdzie:

α – kąt natarcia profilu skrzydła (w stopniach),

t – grubość profilu [w %],

C – cięciwa profilu.

W niniejszym opisie poniższe terminy mają następujące rozumienie:

- podwieszenie – obiekt niezbędny do realizacji misji nosiciela zamocowany pod skrzydłem samolotu;
- nosek podwieszenia – najbardziej wysunięty punkt podwieszenia i nieuwzględniający bardziej wysuniętych elementów o niewielkim przekroju poprzecznym, jak pręty, wysięgniki, anteny;
- rodzina profili NACA – rodzina profili lotniczych zaprojektowana zgodnie z normami National Advisory Committee for Aeronautics.

Podstawową zaletą wynalazku jest zapewnienie bezpieczeństwa podczas uwalniania podwieszenia przymocowanego do skrzydła pojazdu powietrznego z jednoczesną eliminacją dodatkowych mechanizmów i urządzeń wymuszających bezpieczny zrzut podwieszenia. W szczególności, zapewnienie bezpiecznego uwolnienia podwieszenia jest istotne dla podwieszeń charakteryzujących się małą masą własną. Do zrzutu podwieszeń wykorzystuje się obszar najwyższego ciśnienia tworzący się na dolnej

powierzchni skrzydła, tuż za jego krawędzią natarcia, gdy profil skrzydła znajduje się na dodatnich kątach natarcia. Określone położenie podwieszenia powoduje, że obszar najwyższego ciśnienia tworzący się na dolnej stronie skrzydła oddziałuje na przymocowane do belki podskrzydłowej podwieszenie możliwie daleko od środka ciężkości podwieszenia, ale za noskiem tego podwieszenia. Natomiast po uwolnieniu podwieszenia ze standardowych zaczepów mocujących podwieszenie do belki podskrzydłowej siła aerodynamiczna wynikająca z oddziaływania podwyższonego ciśnienia na podwieszenie powoduje jego obrót noskiem do dołu. Dzięki temu obrotowi, kąt natarcia podwieszenia względem przepływu ulega zmniejszeniu, co powoduje zmniejszenie wartości siły nośnej działającej na to podwieszenie. Pozwala to zapobiec sytuacji, w której siła nośna tworząca się na podwieszeniu mogłaby je unieść. Unoszące się po zwolnieniu podwieszenie tworzy bezpośrednie zagrożenie dla pojazdu powietrznego. Jeżeli podwieszenie nie byłoby skierowane noskiem do dołu, to wspomniana siła nośna mogłaby unieść podwieszenie w górę. Odpowiednio dobrane parametry geometryczne układu skrzydło – podwieszenie doprowadzają do sytuacji, w której siła nośna działająca na podwieszenie jest niższa od ciężaru tego podwieszenia. W rezultacie następuje bezpieczne, a więc również bezkolizyjne, odejście podwieszenia od belki podskrzydłowej. Zastosowanie dobrego położenia podwieszenia pod skrzydłem samolotu pozwala na zastosowanie znanych wstanie techniki mechanizmów do mocowania i uwalniania podwieszenia, a także pozwala na uniknąć stosowania dodatkowych mechanizmów wspomagających zrzut podwieszenia.

Wyznaczając obszar najwyższego ciśnienia, czyli punkt spiętrzenia i mocując podwieszenie w opisany powyżej sposób można bezpiecznie przeprowadzić jego zrzut dla najczęściej występujących kątów natarcia z zakresu 0 – 15 deg. Ponadto, dzięki temu, że do belki podskrzydłowej może być zamocowany także zbiornik paliwa, umożliwiające zostało bezpieczne uwalnianie podwieszenia w przypadku lądowania awaryjnego.

Szczególne korzyści osiąga się, gdy odległość noska podwieszenia od krawędzi natarcia skrzydła, mierzona wzdłuż cięciwy skrzydła, podzielona przez długość profilu podwieszenia zawiera się w przedziale $0 \div 0,1$. W ten sposób można w prosty i szybki sposób ustalić położenie podwieszenia umożliwiające jego bezpieczny zrzut. Przy zachowaniu tej zależności, po zamocowaniu podwieszenia do belki podskrzydłowej, jego część położona za noskiem podwieszenia, a przed jego środkiem ciężkości znajdzie się w obszarze najwyższego ciśnienia. Zachowanie tego warunku pozwala bezpiecznie zrzucić podwieszenie, niezależnie od profilu lotniczego skrzydła samolotu.

Z kolei, dzięki wskazanemu wzorowi można w prosty sposób obliczyć obszar najwyższego ciśnienia dla rodziny profili NACA, często występujących w lotnictwie.

Wynalazek został przedstawiony w przykładach wykonania i na rysunku, na którym:

- fig. 1 – przedstawia położenie podwieszenia względem profilu skrzydła;
- fig. 2 – przedstawia położenie podwieszenia względem profilu skrzydła;
- fig. 3 – przedstawia zrzut zbiornika paliwa z belki podskrzydłowej samolotu w czasie kolejnych położeń, w przypadku, gdy kąt natarcia profilu wynosi 10 deg.;
- fig. 4 – przedstawia zrzut zbiornika paliwa z belki podskrzydłowej samolotu w czasie kolejnych położeń, w przypadku, gdy kąt natarcia profilu wynosi 14.3 deg.

W pierwszym przykładzie wykonania sposób mocowania podwieszenia 1 do skrzydeł 2 pojazdów powietrznych o profilu z rodziny profili NACA, zwłaszcza podwieszenia 1 o małej masie własnej, podwieszenie 1 (fig. 1, fig. 2) zamocowano do belki podskrzydłowej umieszczając nosek podwieszenia 1A przed krawędzią natarcia skrzydła 2 pojazdu powietrznego. Sposób został zastosowany i przetestowany w modelu w skali 1:15 samolotu IRYDA w tunelu aerodynamicznym. Samolot IRYDA posiada skrzydło z rodziny profili NACA. W tym modelu podwieszenie 1 w postaci zbiornika paliwa zostało zamocowane na belce podskrzydłowej zgodnie z następującymi etapami:

- dobrano zakres dodatnich kątów natarcia dla których w trakcie lotu może być realizowany zrzut podwieszenia 1;
- dla dobranych kątów natarcia obliczono położenie najwyższego ciśnienia (D_s) na dolnej powierzchni profilu skrzydła 2 zgodnie ze wzorem

$$D_s [\%C] = [(-0,9 * \alpha^2 + 20 * \alpha - 2) * t + 30 * \alpha^2 - 30 * \alpha + 6] * 10^{-5}$$

gdzie:

α – kąt natarcia profilu skrzydła (w stopniach),

t – grubość profilu [w %],

C – cięciwa profilu,

a następnie zamocowano podwieszenie 1 na belce podskrzydłowej umieszczając nosek podwieszenia 1A przed obszarem występowania najwyższego ciśnienia Ds oraz umieszczając co najmniej fragment przedniej części podwieszenia 1 położonej za noskiem podwieszenia 1A, a przed środkiem ciężkości podwieszenia 1, w obszarze występowania najwyższego ciśnienia Ds.

Co istotne, do belki podskrzydłowej 3 zamocowano zbiornik paliwa, dzięki czemu potwierdzono, że w przypadku awaryjnej sytuacji możliwe jest bezpieczne uwalnianie podwieszeń 1, w tym zawierających materiał łatwopalny, bądź podwieszeń 1, które po opróżnieniu mają dużą powierzchnię, a jednocześnie małą masę.

Zbiornik paliwa został zamocowany pod skrzydłem 2 samolotu za pośrednictwem belki podskrzydłowej 3. Zbiornik paliwa 1 jest utrzymywany przy belce podskrzydłowej 3 przy pomocy znanych w stanie techniki zaczepów. W przykładzie wykonania wykorzystano obszar najwyższego ciśnienia Ds, który tworzy się na dolnej powierzchni skrzydła 2 tuż za jego krawędzią natarcia 2A wtedy, gdy profil skrzydła 2 znajduje się na dodatnich kątach natarcia. Obszar najwyższego ciśnienia Ds obliczono korzystając z następującego wzoru:

$$D_s [\%C] = [(-0,9 * \alpha^2 + 20 * \alpha - 2) * t + 30 * \alpha^2 - 30 * \alpha + 6] * 10^{-5}$$

gdzie:

α – kąt natarcia profilu skrzydła (w stopniach),

t – grubość profilu [w %],

C – cięciwa profilu.

Ponadto, odległość noska podwieszenia 1A od krawędzi natarcia skrzydła 2, mierzona wzdłuż cięciwy skrzydła, podzielona przez długość podwieszenia zawiera się w przedziale $0 \div 0,1$, przy czym mierząc długość podwieszenia uwzględnia się wyłącznie istotną wartość powierzchni podwieszenia. Nosek 1A zbiornika paliwa znajduje się przed krawędzią natarcia skrzydła 2. Odległość X noska podwieszenia – zbiornika paliwa od krawędzi natarcia skrzydła 2 wynosi 18.1 mm. Natomiast długość L zbiornika paliwa 1 wynosi 200.7 mm. Tym samym spełniona jest zależność, że odległość noska podwieszenia 1A od krawędzi natarcia skrzydła 2 podzielona przez długość podwieszenia 1 zawiera się w przedziale od 0 do 0,1. W pierwszym przykładzie wykonania ta zależność wynosi 0.09.

Przedstawiona zależność może być przedstawiona w formie następującego równania:

$$\lambda = \frac{X}{L}$$

przy czym:

λ – bezwymiarowy współczynnik położenia noska podwieszenia 1A względem krawędzi natarcia 2A, określany współczynnikiem skali,

X – odległość noska podwieszenia 1A od krawędzi natarcia, natomiast

L – długość podwieszenia 1,

przy czym bezwymiarowy współczynnik λ wynosi $0 \div 0,1$.

W trakcie lotu i konieczności zrzutu podwieszenia 1, w pierwszym przykładzie wykonania pustego zbiornika paliwa samolot ustawia się pod dodatnim kątem natarcia wynoszącym 10 deg. (fig. 3), po czym następuje uwolnienie podwieszonego zbiornika paliwa. Obszar najwyższego ciśnienia Ds oddziaływał na podwieszenie siłą aerodynamiczną F możliwie daleko od jego środka ciężkości, po zwolnieniu zaczepów podwieszenia 1, powodując obrócenie się podwieszenia 1 noskiem 1A ku dołowi i zmniejszonemu oddziaływaniu siły nośnej na podwieszenie 1. Dzięki temu, że obliczono położenie obszaru najwyższego ciśnienia Ds na dolnej powierzchni profilu skrzydła 2, i część za noskiem 1A podwieszenia 1 zamocowano w obszarze oddziaływania tego obszaru najwyższego ciśnienia, uzyskano kontrolowane obrócenie się podwieszenia 1 po jego uwolnieniu z belki podskrzydłowej 3 noskiem 1A ku dołowi. Skutkuje to bezpiecznym zrzutem, który następuje na skutek oddziaływania obszaru najwyższego ciśnienia Ds na obiekt podwieszony pod skrzydłem 2 samolotu. W takim ułożeniu, nawet duży i lekki obiekt podwieszony pod skrzydłem samolotu może zostać skutecznie odrzucony, nie powodując zagrożenia dla samolotu – nosiciela.

Analogicznie postępowano podczas drugiego zrzutu podwieszenia 1, który zrealizowano, również pustego zbiornika paliwa, ale samolot ustawiono pod dodatnim kątem natarcia wynoszącym 14,3 deg.

(fig. 4). Dla takiego kąta natarcia nastąpiło uwolnienie podwieszonego zbiornika paliwa, który obrócił się noskiem ku dołowi.

W innym przykładzie wykonania, dla profilu NACA 0012, obliczono położenie obszaru najwyższego ciśnienia D_s . Profil NACA 0012 jest profilem symetrycznym o grubości względnej, rozumianej jako stosunek grubości maksymalnej do cięciwy, równej 12%. Obliczeń dokonano zgodnie z przedstawionym wzorem dla profilu skrzydła ustawionego w stosunku do przepływu pod kątem natarcia $\alpha = 10^\circ$. W tym przypadku obszar najwyższego ciśnienia, odpowiadający punktowi spiętrzenia przepływu, położony jest od noska profilu w odległości $D_s = 0.04 \cdot C$ czyli na 4%C.

Dla innych profili skrzydeł obszar najwyższego ciśnienia, odpowiadający punktowi spiętrzenia przepływu, można obliczyć na podstawie informacji dostępnych w literaturze przedmiotu bądź korzystając z powszechnie dostępnego oprogramowania. Przykładowo, wykorzystując program obliczeniowy XFLR5, dostępny pod adresem <http://www.xflr5.tech/xflr5.htm>, wyznaczono położenie punktu spiętrzenia na 3,35% cięciwy profilu NN18-17 na kącie natarcia 15,5 deg. Dla tak obliczonego obszaru najwyższego ciśnienia zamocowano podwieszenie analogicznie jak w pierwszym przykładzie wykonania.

Zastrzeżenia patentowe

1. Sposób mocowania podwieszenia do skrzydeł pojazdów powietrznych, zwłaszcza podwieszenia o małej masie własnej, w którym podwieszenie mocuje się do belki podskrzydłowej umieszczając nosek podwieszenia przed krawędzią natarcia skrzydła pojazdu powietrznego, **znamienny tym**, że
 - dobiera się zakres dodatnich kątów natarcia dla których w trakcie lotu może być realizowany zrzut podwieszenia (1);
 - dla dobranych kątów natarcia oblicza się położenie obszaru najwyższego ciśnienia (D_s),
 - a następnie mocuje się podwieszenie (1) na belce podskrzydłowej (3) umieszczając nosek podwieszenia (1A) przed obszarem najwyższego ciśnienia (D_s) oraz umieszczając co najmniej fragment przedniej części podwieszenia (1) położonej pomiędzy noskiem (1A) podwieszenia (1), a środkiem ciężkości podwieszenia (1), w obszarze najwyższego ciśnienia (D_s).
2. Sposób mocowania podwieszenia do skrzydeł pojazdów powietrznych według zastrz. 1, **znamienny tym**, że kąty natarcia profilu mieszczą się w zakresie 0 – 15 deg.
3. Sposób mocowania podwieszenia według zastrz. 1 albo 2, **znamienny tym**, że wysuwa się nosek podwieszenia (1) przed krawędź natarcia skrzydła (2) spełniając warunek, że odległość noska podwieszenia (1A) od krawędzi natarcia skrzydła (2), mierzona wzdłuż cięciwy skrzydła (2), podzielona przez długość profilu podwieszenia (1) zawiera się w przedziale $0 \div 0,1$.
4. Sposób mocowania podwieszenia według dowolnego z zastrz. od 1 do 3, **znamienny tym**, że do belki podskrzydłowej (3) mocuje się zbiornik paliwa.
5. Sposób mocowania podwieszenia według dowolnego z zastrz. od 1 do 4, **znamienny tym**, że dla obliczenia położenia obszaru najwyższego ciśnienia (D_s) dla skrzydeł o profilu z rodziny profili NACA, korzysta się ze wzoru

$$D_s [\%C] = [(-0,9 \cdot \alpha^2 + 20 \cdot \alpha - 2) \cdot t + 30 \cdot \alpha^2 - 30 \cdot \alpha + 6] \cdot 10^{-5}$$

gdzie:

α – kąt natarcia profilu skrzydła (w stopniach),

t – grubość profilu [w %],

C – cięciwa profilu.

Rysunki

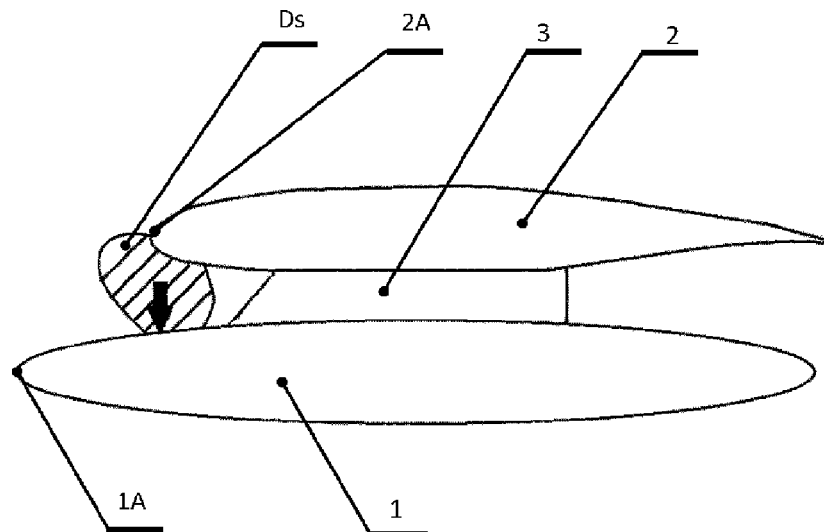


Fig. 1

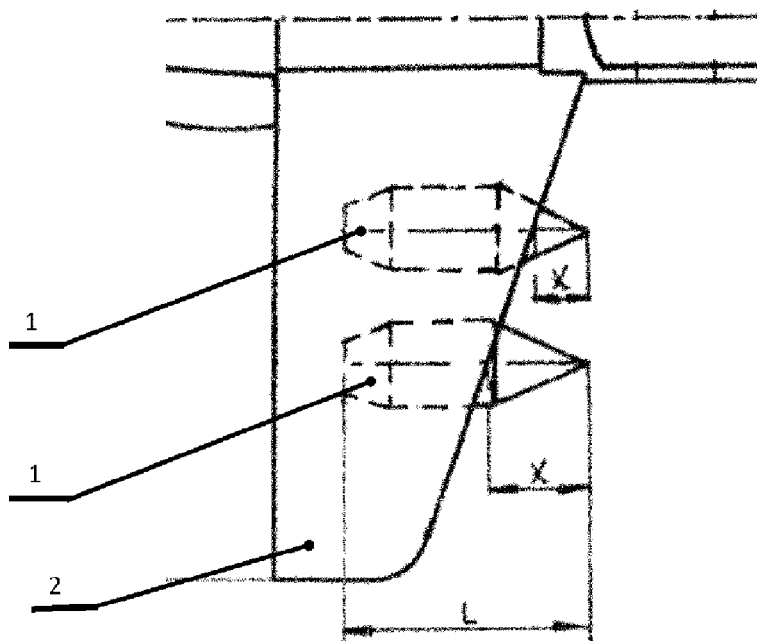


Fig. 2

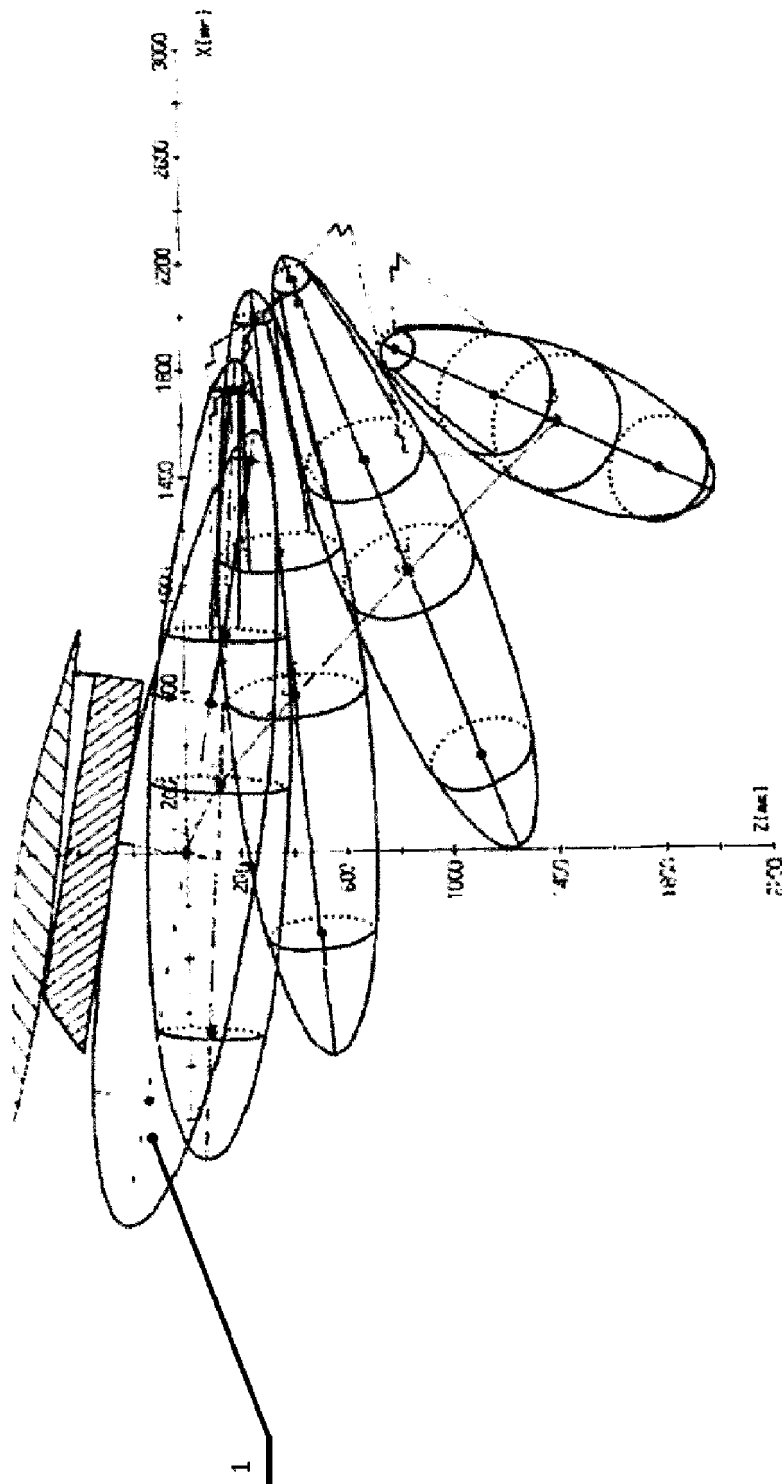


Fig. 3

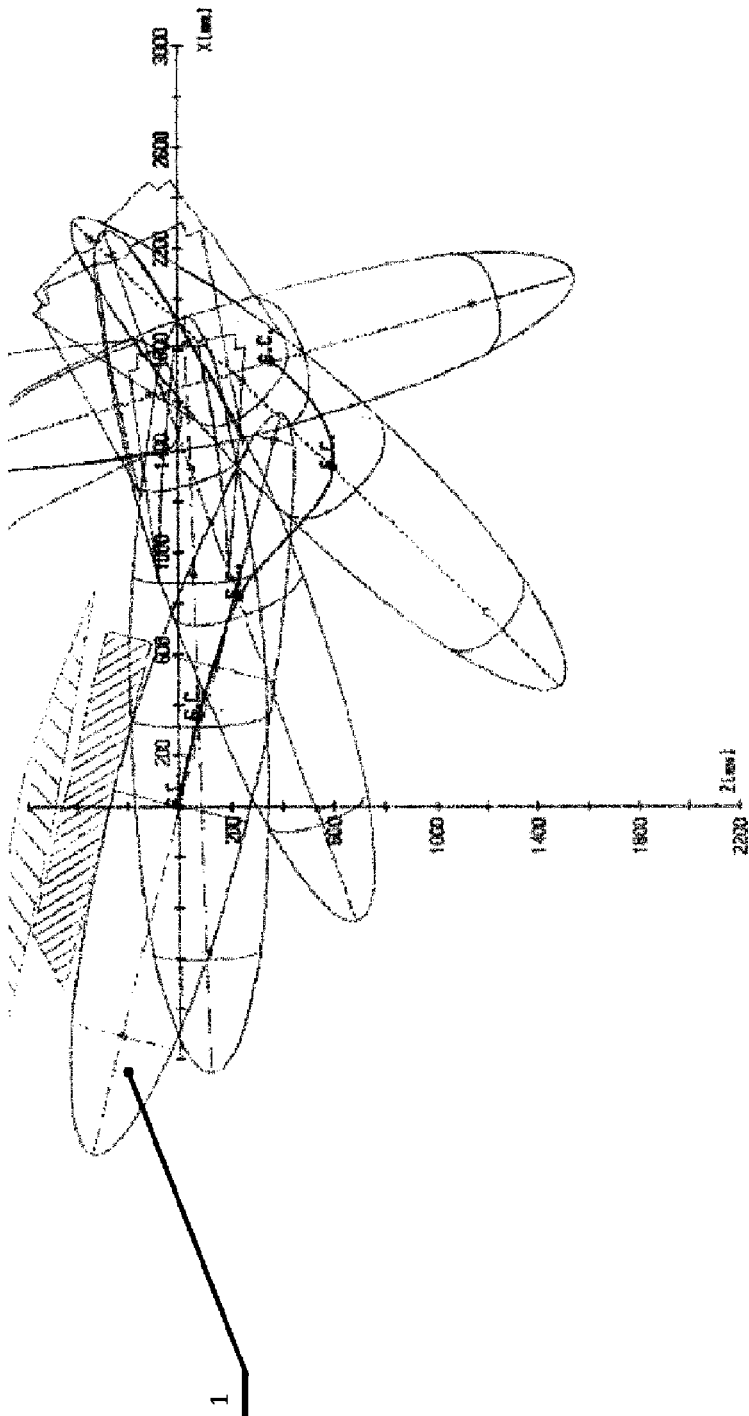


Fig. 4