

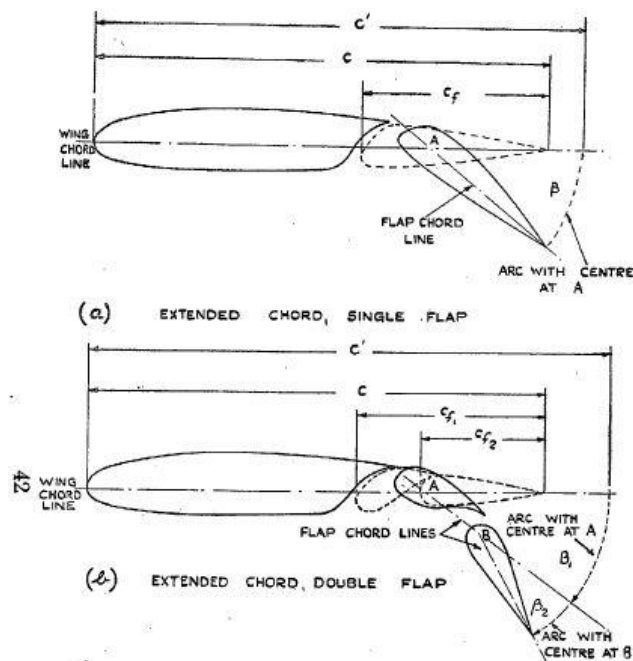
Odpowiedź na uwagi dotyczące mojego raportu zgłoszone na posiedzeniu Zespołu Parlamentarnego w dniu 30.01.2014 roku

Podczas posiedzenia Zespołu Parlamentarnego pan G.A. Jorgensen sformułował uwagi dotyczące mojego raportu "Rekonstrukcja ostatniej fazy lotu samolotu Tu-154M". W związku z tym przedstawiam moje stanowisko w tej kwestii.

Odpowiedź na uwagi G. A. Jorgensena

1. Pan Jorgensen twierdzi, że w zależności od konfiguracji skrzydła należy używać różnych wartości powierzchni odniesieniowych ponieważ wysunięcie klap powoduje jej wzrost.

Nadal uważam, że w obliczeniach powinna być używana jedna wartość powierzchni nośnej wskazana w dokumentacji samolotu jako powierzchnia odniesieniowa. Przyczynę takiego postępowania opisałem w materiale "O powierzchni odniesieniowej w obliczeniach aerodynamicznych". Wykazałem tam, że współczynniki siły nośnej np. dla samolotu z wysuniętymi klapami zawierają w sobie wpływ zarówno zmiany profilu skrzydła jak i zmiany związane ze zwiększeniem powierzchni. Potwierdza to cała znana mi literatura, gdzie nie różnicuje się powierzchni odniesieniowej w zależności od konfiguracji samolotu - np. w książce *Synthesis of Subsonic Airplane Design* (Egbert Torenbeek) w rozdziale 7 *An introduction to wing design*, w którym omówiono min. wpływ klap, używana jest jedna wartość powierzchni odniesieniowej. W opracowaniu *The Aerodynamic Characteristics of Flaps* (A.D. Young) wpływ klap na "aerodynamikę" samolotu reprezentowany jest poprzez przyrost współczynników aerodynamicznych ΔC_L , ΔC_m , ΔC_D . Jednocześnie w pracach tych jest wyraźnie zaznaczone, że jednym z efektów wysunięcia klap jest zwiększenie powierzchni nośnej. W publikacji *The Aerodynamic Characteristics of Flaps* wprowadzono pojęcie efektywnej cięciwy skrzydła c' , która jest większa od cięciwy skrzydła bez wysuniętych klap c .



Przyrost współczynnika siły nośnej jest określany następująco:

The lift coefficient based on the effective chord c' is given by

$$C_L' = C_L \frac{c}{c'}$$

and hence the lift coefficient increment based on the effective chord is

$$\Delta C_L' = C_L \frac{c}{c'} - C_{Lw}$$

where C_{Lw} is the lift coefficient of the plain wing.

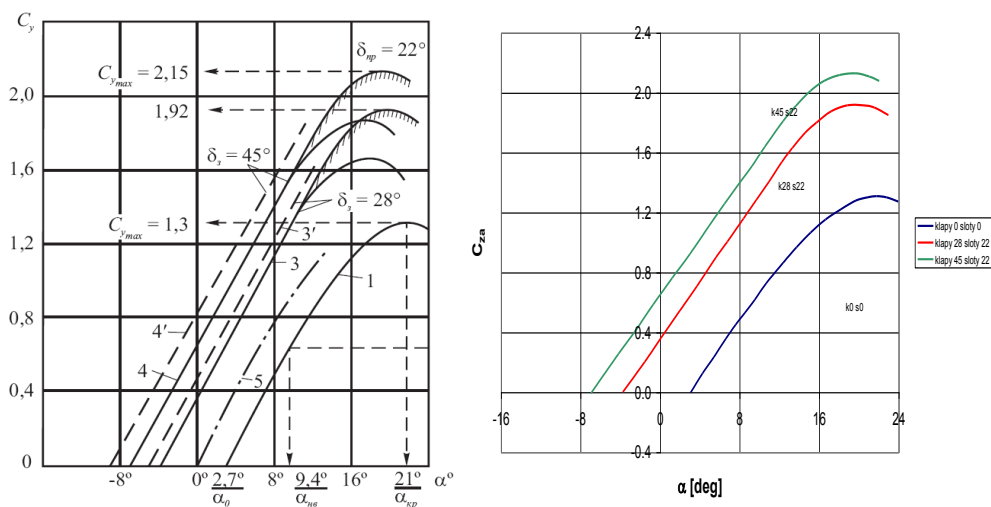
But $\Delta C_L = C_L - C_{Lw}$

and hence $\Delta C_L' = \Delta C_L \frac{c}{c'} - C_{Lw} \left(1 - \frac{c}{c'}\right)$

We can write this equation alternatively as

$$\Delta C_L = \Delta C_L' \frac{c'}{c} + C_{Lw} \left(\frac{c'}{c} - 1\right)$$

Jest to przyrost powodujący równoległe przesunięcie wykresu $C_{za}(\alpha)$ do góry:



Jeżeli G.A.Jorgensen i jego współpracownicy wskażą mi materiały źródłowe, które różnicują powierzchnię odniesieniową w zależności od konfiguracji skrzydła, to zweryfikuję swój pogląd.

Pragnę jednocześnie przypomnieć, że w swoim opracowaniu "O powierzchni odniesieniowej w obliczeniach aerodynamicznych" napisałem:

Osobiście uważam, że zmiana powierzchni odniesieniowej miałaby wpływ przede wszystkim na zmianę początkowego kąta natarcia w obliczeniach nie zmieniając zarazem znacząco reakcji samolotu na urwanie końcówki skrzydła. Dlatego rozważania, która wartość powierzchni odniesieniowej mają znaczenie drugorzędne - ważne jest aby w obliczeniach "trzymać się" jednej wartości.

W tym kontekście warto zacytować też, G.A. Jorgensena, który w swojej prezentacji dla Zespołu Parlamentarnego na stronie 24 stwierdził:

We see only a small impact caused by the variation in area.....

W związku z tym, z jednej strony czyni mi się żart, że "upieram się" przy stosowaniu jednej wartości powierzchni odniesieniowej, twierdząc, że powoduje to niedoszacowanie tłumienia obrotu i jednocześnie wnioskuje się, że zmiana powierzchni odniesieniowej nie ma wpływu na wynik obliczeń.

2. Z satysfakcją przyjmuję, że pan Jorgensen przebudował swój model obliczeniowy w zakresie geometrii skrzydła oraz aerodynamiki poprzez poprawne obliczenie przyrostu siły nośnej na skrzydle i usunięcie z modelu niefizycznego momentu przechylającego od "siły oporu".

3. Zasadnicze uwagi krytyczne sformułowane przez pana Jorgensena do mojego opracowania dotyczą niewłaściwego rozkładu siły nośnej wzdłuż skrzydła. W związku z tym, analizując moją pracę twierdzi on w szczególności, że:

A. Obliczenia rozkładu wykonano dla zbyt małego dla kąta wychylenia klap równego 28° . Wniosek taki został sformułowany w oparciu o rysunki I.3.5 i I.3.6. Są to rysunki poglądowe pokazujące rozkład ciśnień na elementach konstrukcyjnych samolotu. Wyciąganie na ich podstawie wniosków dotyczących szczegółowej geometrii skrzydła /np. rodzaju i kąta wychylenia klap/ jest nieuzasadnione. W obliczeniach przyjęto kąt klap równy 36° .

Jednocześnie pan Jorgensen na slajdzie 16 swojej prezentacji dla Zespołu Parlamentarnego dotyczącym problemu kąta wychylenia klap pisze, że dokonałem korekty: "*Kowaleczko has since added a correction to his report*" - nie wiem o jaką korektę tu chodzi.

B. Całkowanie dla skrzydła uszkodzonego wykonano zakładając 6.5 metra jak długość odciętego fragmentu skrzydła. Jest to oczywisty błąd w interpretacji części I.3.3.1 pracy. Część ta służyła pokazaniu jaki kształt mają obliczane metodami CFD rozkłady siły nośnej wzdłuż skrzydła. Zawarte na stronach 31 i 32 analizy to oszacowanie pokazujące jakiego rzędu siła została utracona po urwaniu końcówki skrzydła. Zrobiłem to oszacowanie zdziwiony podaną przez pana Jorgensena w jego pierwszej pracy wartością 32.171 kN. Natomiast w rozdziale I.3.3.4. napisałem:

Należy zwrócić uwagę, że dla skrzydła uszkodzonego przyjęto długość oderwanej końcówki skrzydła równą 5.6 metra.

zaś w rozdziale 1 części 4:

Dla samolotu sprawnego całkowanie odbywało się w przedziale od -18.775m (lewe skrzydło) do +18.775m (prawe skrzydło). W chwili urwania się skrzydła całkowanie dotyczyło przedziału od -13.2m (lewe skrzydło)¹ do +18.775m (prawe skrzydło).

To, jaka była granica całkowania, widać też na rysunku I.3.12., gdzie zazaczyłem wartość 13.2 metra dla lewego skrzydła. Stąd mamy: $18.775-13.2=5.575\text{m}$, a nie jak twierdzi pan Jorgensen 6.5 metra. **W związku z tym wszystkie przedstawione przez pana Jorgensena wnioski dotyczące mojej pracy, które wynikają z analizy rysunków I.3.5 oraz I.3.6 /np. dotyczące przebiegów $C_{za}(\alpha)$ / obarczone są błędem.**

Pragnę zwrócić uwagę, że w rozdziale I.3.3.4 opisałem metodę obliczania współczynnika siły nośnej w poszczególnych przekrojach skrzydła. Zapewnia ona, że "globalny" współczynnik siły nośnej samolotu ma wartość zgodną z charakterystykami samolotu pokazanymi na rysunkach II.1.1 i II.1.2. Podstawowym założeniem dotyczącym rozkładu cyrkulacji było przyjęcie, że kształt rozkładów otrzymanych przy pomocy metod CFD nie ulega zmianie tzn. "rosną" one lub "maleją" proporcjonalnie do zmian "globalnego współczynnika siły nośnej całego samolotu. Na takim założeniu opiera się wzór (I.3.46). Sprawdziłem jak to działa i pokazałem to na rysunku I.3.12.

¹ Wartość 13.2 metra obliczono następująco $18.775-6.5*\cos(\text{kąt skosu})-0.4=18.775-5.15-0.4=13.2\text{m}$.

C. Nie potrafię określić na podstawie jakich danych zawartych w mojej pracy pan Jorgensen sformułował wnioski dotyczące np. profili skrzydła. Dodatkowo zacytuję zawarty w *Synthesis of Subsonic Airplane Design* fragment:

The spanwise lift distribution* is influenced primarily by the wing planform and wing twist (washout). The type of airfoil section has little effect in the linear range of incidences in view of the generally small spanwise variations in the lift-curve slope. The curve of local $c_{l,max}$ is

Wynika stąd jasno, że wpływ typu przyjętych profili poszczególnych fragmentów skrzydła na rozkład siły nośnej jest mały. Główne znaczenie ma obrys skrzydła i jego skręcenie.

Jeżeli pan Jorgensen i jego współpracownicy określą jakie profile zastosowano w skrzydle Tu-154M, to można przeprowadzić dokładniejsze obliczenia.

D. Nieprawdą jest, że w obliczeniach nie uwzględniłem skręcenia geometrycznego skrzydła. Zgodnie z literaturą wynosi ono:

Угол установки крыла в корне φ , град	+3
Угол установки крыла на конце φ , град	-1

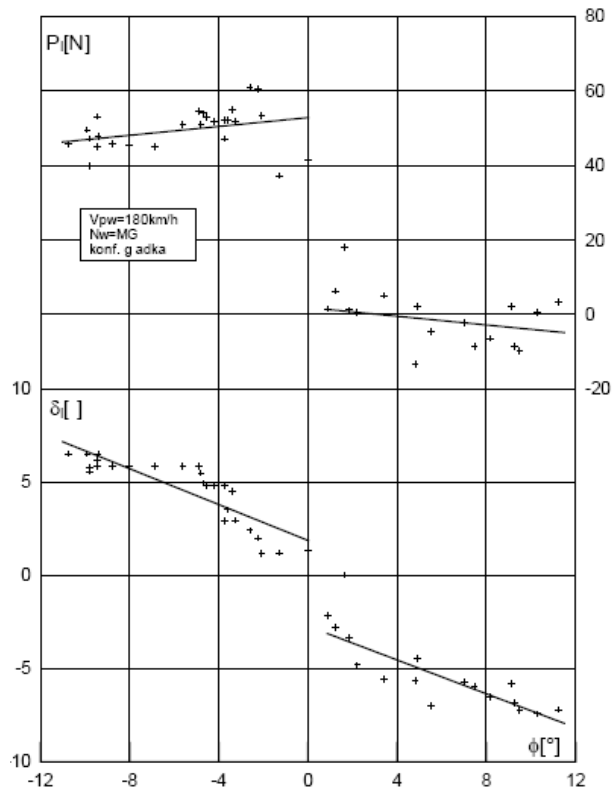
W moim programie źródłowym jest:

```
alp=DATAN (Wpgw/Upgw)
fisk=(3.d+00-0.21305d+00*dabs (yp) ) /57.29d+00
alp=alp+fisk
```

Pierwszy wiersz - obliczanie kąta natarcia na podstawie składowych prędkości lokalnej
 Drugi wiersz - obliczanie kąta skręcenia geometrycznego w odległości yp od płaszczyzny symetrii
 Trzeci wiersz - obliczanie całkowitego kąta natarcia

łatwo obliczyć, że dla $y_p=0$ $fsk=3^0$, zaś dla $y_p=18.775$ $fsk=-1^0$.

3. Analizy wyników moich obliczeń dotyczących np. pokrywania się trajektorii lotu z innymi danymi lub położenia punktu uderzenia w ziemię nie zamierzam komentować, ponieważ moim celem była odpowiedź na pytanie - czy samolot mógł wykonać obrót?. Nie starałem się uzyskać "absolutnej" zgodności symulacji z zapisami. W moim przekonaniu jest to przy istniejących ograniczeniach niemożliwe. Taką zgodność można by uzyskać "dostrajając" model symulacyjny poprzez korektę obliczonych teoretycznie wielu różnych współczynników /np. pochodnych dynamicznych/. Tak robi się w przypadku symulatorów samolotów wykonując szereg pomiarów w locie. W oparciu o te pomiary dokonuje się modyfikacji wartości współczynników aż do momentu uznania, że "symulator" zachowuje się tak jak obiekt rzeczywisty. Jak złożony jest to problem ilustruje kolejny rysunek. Przedstawia on zmierzone w trakcie lotu wartości siły i wychylenia lotek. Taki wykres stanowi podstawę do symulowania sił na drążku. Czy jeden pomiar lub obliczenia teoretyczne pozwalają na ustalenie takiej relacji, skoro pomiary w locie dają pokazane na rysunku wyniki? Widać, że odpowiedź jest przecząca, co oznacza, że aby "dostroić" model symulacyjny należy wykonać wiele lotów testowych.



Rys. 1. Zmiana siły na drążku sterowym w kanale przechylenia P_i oraz wychyleńa lotek δ_i w funkcji kąta przechylenia samolotu ϕ

4. Jestem zdziwiony zasadniczymi uwagami dotyczącymi przyjętego rozkładu siły nośnej wzdłuż skrzydła. Uważam, że zastosowany rozkład jest najbliższy rzeczywistości. Alternatywa to rozkład eliptyczny i proporcjonalny do cięciwy /obliczony na podstawie średniego obciążenia aerodynamicznego skrzydła/. Pan Jorgensen tak zdecydowanie krytykuje przyjęty przeze mnie rozkład, zaś sam stosuje w/w rozkład "proporcjonalny" daleki od rzeczywistości. Pomimo tego uznaje swoje wyniki za w pełni miarodajne.

Zdaję sobie sprawę, że przyjęty do obliczeń rozkład CFD może ściśle nie odpowiadać rzeczywistości. Jednak obecnie nie dysponuję lepszym. Jeżeli GAJ posiada rozkład bliższy rzeczywistości to apeluję: **proszę przekazać mi odpowiednie dane, które wykorzystam w obliczeniach.** Będzie to nasz wspólny dorobek w rozwiązaniu zagadki obrotu samolotu.

W związku z problemem - **jaka siła została utracona wraz z urwaną końcówką?** - powtarzam też swój apel do Zespołu Parlamentarnego, który w skróconej formie pojawił się w prasie w formie pytania:

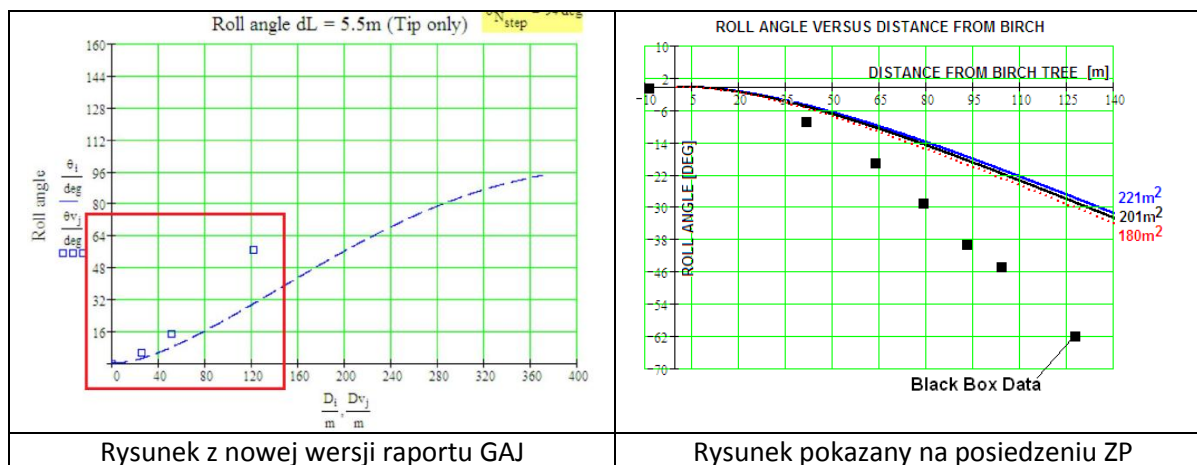
- *Dlaczego Zespół Parlamentarny zamawiający odpłatnie różne ekspertyzy /przyznano to na niedawnym spotkaniu G.A. Jorgensena w Danii²/ nie zlecił prostych badań w tunelu aerodynamicznym żadnej instytucji, która ma taki tunel na wyposażeniu. Przecięłoby to dyskusje na temat wielkości utraconej siły nośnej. Może chodzi tu o "ciągnięcie" wątku dyskusji.*

Deklaruję, że chętnie włączę się w takie badania.

² Pojawiła się sprzeczność na temat finansowania badań G.A. Jorgensena - tak jak napisałem powyżej, w trakcie styczniowego spotkania w Danii stwierdzono, że GAJ prowadząc firmę realizuje badania po obniżonych kosztach, zaś Przewodniczący Zespołu A. Macierewicz stwierdził na posiedzeniu Zespołu, że GAJ wykonuje badania bezpłatnie.

5. O końcowym kącie przechylenia

Jestem zdezorientowany jaki końcowy kąt przechylenia uzyskał w poprawionych obliczeniach G.A. Jorgensen. W nowej wersji swojej publikacji, którą przesłał mi po upublicznieniu pytań do niego, zawarł rysunek /lewy/, na którym końcowy kąt przechylenia jest równy 93° .



Natomiast w prezentacji dla Zespołu Parlamentarnego pokazał rysunek /prawy/ stanowiący fragment pełnego wykresu /czerwony kwadrat na lewym rysunku/, na którym wartość kąta przechylenia kończy się na 34° . Sugeruje to, że jest to końcowy kąt przechylenia. W związku z tym, zgromadzeni na spotkaniu nie poznali wartości końcowej 93° zawartej w nowej wersji raportu - Dlaczego?. Według mnie wartość 93° oznacza, że samolot nie był zdolny do bezpiecznego wyrównania i odlotu.

Podsumowanie

1. Swoje pytania do pracy G.A. Jorgensena skierowałem do niego dwa miesiące przed ich upublicznieniem. Upubliczniłem je ponieważ nie doczekałem się odpowiedzi na żadne pytanie. Natomiast uwagi do moich obliczeń upubliczniane są bez jakiegokolwiek wcześniejszego zapytania kierowanego bezpośrednio do mnie. Czy jest to dyskusja "symetryczna"?
2. Uważam, że aktualnie stosowany przez G.A. Jorgensena model obliczeniowy, po uwzględnieniu zmian dotyczących geometrii skrzydła i aerodynamiki jest poprawny. Oznacza to, że nie znalazłem w nim błędów, które zakłócają końcowy wynik obliczeń uzyskanych przy zmienionej z 32,171kN na 89,261kN początkowej wartości utraconej siły nośnej. Mam jeszcze kilka sugestii dotyczących m.in. sposobu obliczania zmiany kąta natarcia samolotu oraz wartości utraconej siły nośnej wyliczanej w trakcie lotu. Jeżeli G.A. Jorgensen wyrazi zainteresowanie moimi uwagami, to przekażę mu je w trybie bezpośredniej korespondencji. **Obliczony kąt przechylenia równy 93°** jest wartością pozwalającą podjąć dyskusję, czy umożliwia on kontynuowanie lotu przez samolot, czy też nie. Można też szukać innych przyczyn większego obrotu. Moim zdaniem istnieją inne możliwości, niż urwanie dodatkowego fragmentu skrzydła. Niestety model G.A. Jorgensena nie pozwala na szukanie innych przyczyn większego obrotu - ograniczenie się do analizy ruchu bryły, która wykonuje tylko jeden ruch obrotowy to uniemożliwia.
3. Moim zdaniem podstawowym pytaniem, na które należy odpowiedzieć jest wartość siły nośnej, która znika wraz z urwaną końcówką. Właściwe jej określenie jest kluczowe dla oceny obrotu samolotu. Możliwe jest to poprzez badania eksperymentalne - obliczenia teoretyczne zawsze będą prowadzić do "akademickiej" dyskusji i pytań typu "A dlaczego....?".

Propozycja współpracy

Eksperci Zespołu Parlamentarnego zgłaszają zastrzeżenia do zastosowanego przeze mnie rozkładu siły nośnej wzdłuż skrzydła. Nie zgłosili uwag co do poprawności modelu ruchu samolotu. W związku z tym proponuję:

- A. Proszę przedstawić obliczony i akceptowany przez Was rozkład, który zaimplementuję do swojego programu obliczeniowego i przekażę Wam wyniki obliczeń.
- B. Gotów jestem współuczestniczyć w przygotowaniu programu i prowadzeniu badań w tunelu aerodynamicznym jednej z instytucji naukowych, które takie urządzenie posiadają. Przetnie to spór o wartość utraconej siły nośnej i jej rozkład wzdłuż skrzydła. Liczę, że Zespół Parlamentarny zorganizuje i sfinansuje takie badania.

prof. dr hab. Inż. Grzegorz Kowaleczko

07.02.2014