Z powodu artykułu „Ocena wartości praktycznej latawca“,

podanego w № 3 r. b. (str. 32).

Z powodu pewnych określeń nie dość dokładnych i wyrażeń nie dość jasnych w artykule: „Ocena wartości praktycznej latawca“, podanym w № 3 r. b., otrzymaliśmy od czytelników naszych zapytania i uwagi. I sam autor artykułu, ze względu na zauważone niedokładności, nadesłał nam swoje wyjaśnienie. Zamieszczając poniżej to wyjaśnienie autora oraz przesłane nam łaskawie artykuły pp.: prof. M. T. Hubera i inż. H. Czopowskiego, poczytywać będziemy wymianę poglądów w piśmie naszem z powodu rzeczonego artykułu za zamkniętą. Artykuły natomiast samoistne, poświęcone rozważaniu ważnej i na dobie będącej sprawy sposobów oceny wartości praktycznej szybowców (aeroplanów) i nadal chętnie pomieszczać będziemy.

Zaznaczamy przytem, że w uwagach wstępnych artykułów pp. prof. Hubera i inż. Czopowskiego, poczyniliśmy niewielkie skrócenia, przez pominięcie wyrażeń i zdań, które wobec wyjaśnienia autora artykułu, byłyby już obecnie zbytecznemi. *Redakcya.*

I.

W artykule w № 3 p. t. „Ocena praktycznej wartości latawca“ zastosowano nazwę, mogącą wywołać nieporozumienia; nazwano mianowicie „pracą posuwania“ wyraz (2), jakkolwiek wyraz ten bynajmniej nie przedstawia pracy zużytej na przemieszczenie latawca w każdej jednostce czasu, sprowadzamy go bowiem do masy P/g mnożonej przez prędkość, przyczem opór powietrza wcale nie jest wzięty pod uwagę. W podziale zamieszczonym w punktach a) i b) chodzi jedynie o oddzielenie od całkowitej pracy silnika pewnych wartości proporcyonalnych do ciężaru przyrządu i prędkości lotu, w celu lepszego wykazania wahań niezależnych od ciężaru w kolumnie t', proporcyonalnego do pracy zużytej na pokonanie oporu powietrza. Liczby te więc zarówno w kolumnie t jak i t' nie posiadają żadnej wartości bezwzględnej, lecz tylko porównawczą pomiędzy rozmaitymi typami latawców.

Podobną do zawartej w rzeczonym artykule ocenę ogłosił paryski organ awiatorów „Aéro“. Nie ulega kwestyi, że ocena na tych podstawach oparta nie da się naukowo uzasadnić i ma wartość tylko porównawczą. *St. Klimowicz.*

II.

Artykuł p. St. Klimowicza, umieszczony w № 3 „Przeglądu Technicznego“ r. b., zawiera rażące sprzeczności z pojęciami podstawowemi mechaniki. P. St. K. uważa „pracę zużytą na posuwanie się latawca w przestrzeni“ jako „sumę dwóch prac elementarnych“, z których pierwsza jest „pracą posuwania“ i równa się $\frac{Pv}{g}$, druga zaś „praca elementarna“ ma być „pracą oporu powietrza“ i ma się równać całkowitej pracy dostarczonej na sekundę przez silnik, zmniejszonej o pracę poprzednią. Otóż po pierwsze nie istnieje „praca posuwania“, jak ją pojmuje autor, gdy rozważamy ruch jednostajny latawca; powtóre zaś wyrażenie $\frac{Pv}{g}$ nie może wyrażać pracy na sekundę, bo nie ma stosownego wymiaru; zamiast: siła $\times$ prędkość, ma wymiar: masa $\times$ prędkość, czyli wymiar t. zw. pędu (ilości ruchu).

Artykuł p. St. K. przypomniał mi „spór o wielkość pracy niezbędnej do utrzymywania ciał w powietrzu“, jaki się toczył w *Przeglądzie Technicznym* w r. 1905, jednak bynajmniej nie dlatego, jakobym w wywodach pp. prof. R. Gostkowskiego, Z. Straszewicza i K. Monikowskiego upatrywał błędy podobne do powyżej wykazanych, lecz ponieważ ów spór polegał na bardzo interesującem nieporozumieniu, którego nawet nie wyjaśnił wyborny i ściśle naukowy artykuł p. H. Czopowskiego. Dopiero śledząc historyczny rozwój mechaniki lotu można to nieporozumienie wyjaśnić, jak to mam zamiar uczynić przy sposobności ogłoszenia obszerniejszego artykułu o podstawach awiatyki, nad którym obecnie pracuję.

Na razie pozwolę sobie dorzucić kilka uwag pozytywnych na temat poruszony przez p. St. K. Wartość praktyczną latawca normują oczywiście przedewszystkiem: 1) stateczność latawca; 2) zużycie energii podczas lotu, przypadające na jednostkę ciężaru użytkowego w stosunku do czasu i drogi, czyli innemi słowy: praca na sekundę siły pociągowej propulsora i wielkość tej siły w stosunku do ciężaru użytkowego; 3) prędkość lotu poziomego i droga najdłuższa, którą można ulecieć jednym ciągiem; 4) łatwość sterowania, wzlotu i lądowania; 5) koszt podróży latawcem na jednostkę ciężaru użytkowego i na jednostkę drogi. Nie wchodząc obecnie w inne sprawy, rozpatrzę jedynie zużycie energii.

Przy poruszaniu latawca o ciężarze całkowitym P ze stałą prędkością v w stałym poziomie zużywamy oczywiście pracę siły pociągowej śruby wyłącznie na pokonanie oporu powietrza całego latawca. Ten opór H jest składową poziomą całkowitego naporu powietrza W, którego składowa pionowa Z musi równoważyć ciężar latawca P, aby lot poziomy był możebny. A zatem

$$Z = P \text{ (bezwzględnie biorąc).}$$

Składowej Z naporu, która jest oddziaływaniem niosącem powietrza, dostarczają, jak wiadomo, „powierzchnie niosące“ latawca, czyli „skrzydła“, nieruchome względem korpusu, dzięki swej postaci i położeniu. Inne części składowe latawca doznają wogóle tylko naporu powietrza, skierowanego wprost przeciwnie do prędkości lotu, czyli doznają tylko oporu bez oddziaływania niosącego. Siła pociągowa śruby musi być zatem liczebnie równa H, a praca na sekundę Hv mierzy zużycie energii podczas lotu. Przyjmujemy przytem, że oś geometryczna śruby ma kierunek prędkości v; warunek wymagany od racyonalnego ustroju latawca.

Tak się przedstawia sprawa z najogólniejszego stanowiska. Przechodząc do szczegółów, pojmujemy opór całkowity jako złożony z dwóch części głównych: a) oporu H_1 skrzydeł, niezbędnych do otrzymania oddziaływania Z, znoszącego ciężar, czyli do unoszenia latawca i b) oporu H_2 reszty latawca, t. j. korpusu, lotnika, silnika i t. d. Obadwa te opory możemy z dostatecznem przybliżeniem uważać jako od siebie niezależne, a więc

$$H = H_1 + H_2.$$

Opór H_1 i oddziaływanie aerodynamiczne Z powierzchni niosącej określają następujące wzory półempiryczne [1]), ważne dla nachyleń małych powierzchni względem kierunku prędkości:

$$H_1 = n\,k\,S\,v^2\,(r\,\alpha^2 + s) \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (1)$$

$$Z = n\,k\,S\,v^2\,\alpha \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (2),$$

przyczem kąt

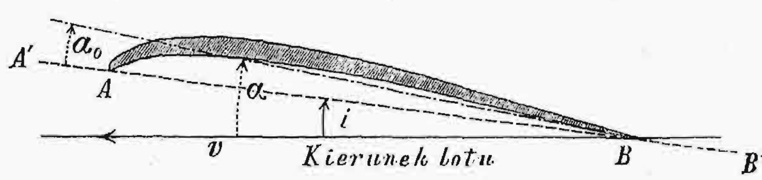
$$\alpha = i + \alpha_0 \;,$$

zaś współczynnik

$$k = \psi\,\frac{\gamma}{g}$$

W tych wzorach oznaczają:

i—kąt nachylenia płaszczyzny podstawowej $A'B'$ (por. rys.) powierzchni niosącej AB do kierunku prędkości v;



α_0—pewien mały kąt stały zależny od postaci zarysu AB powierzchni niosącej, który to kąt da się wyznaczyć tylko doświadczalnie. (Oba kąty w miarach bezwzględnych).

n, r—współczynniki liczbowe doświadczalne, zależne od postaci zarysu AB i stosunku szerokości skrzydła do długości;

s—współczynnik liczbowy doświadczalny, zależny od t. zw. „tarcia powierzchniowego“ (Lanchester);

k—współczynnik oporu całkowitego płyty płaskiej o tym samym obszarze i zarysie, co dana powierzchnia niosąca;

ψ—współczynnik liczbowy doświadczalny prawie równy 1;

γ—ciężar właściwy powietrza w kg/m^3;

g—przyśpieszenie ciężkości w m/sek.^{2};

S—obszar powierzchni niosącej w m^2.

Podanie wartości dokładnej współczynników napotyka poważne trudności wobec stosunkowo małej liczby doświadczeń z powierzch-

---

[1]) F. W. Lanchester. *Aerodynamics.* London 1907.
R. Soreau. Etat actuel et avenir de l'Aviation (Bull. de la Société des Ingénieurs civils) 1908.
L. Marchis. *Le Navire Aérien.* Paris 1909.

niami wygiętemi. Najlepiej stosunkowo znamy k, dzięki badaniom Dinesa, Eiffela, Langleya, Franka i in. Marchis np. przyjmuje $k = 0{,}08$ w jednostkach powyżej określonych przy 15^0 C. i stanie barometrycznym 760 *mm*. Współczynnik r jest według Soreau niewiele większy od 1, tak, iż na razie w przybliżeniu wystarczy przyjąć $r = 1$. Współczynnik n wynosi 5 do 6 dla powierzchni niosących, obecnie używanych. Współczynnik s waha się według badań Lanchestera między $\frac{0{,}01}{n}$ a $\frac{0{,}03}{n}$, czyli

$$s = 0{,}002 \text{ do } 0{,}006; \quad \text{średnio } s = 0{,}004.$$

Najtrudniej podać wartość kąta α_0, zależną w stopniu wysokim od zarysu powierzchni niosącej. Dla pewnej powierzchni badanej przez Lilienthala obliczył Soreau wartość kąta α_0 w stopniach $8^0\ 45'$. Powierzchnie niosące obecnie używane są łagodniej zakrzywione niż powierzchnia Lilienthala, wskutek czego (a także z innych powodów) należy się spodziewać mniejszej wartości stałej α_0.

Reszta części składowych latawca nie doznaje wogóle oddziaływania aerodynamicznego, godnego uwzględnienia, lecz stawia opór

$$H_2 = k\, S'\, v^2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3),$$

o ile S' oznacza obszar „sprowadzony“ tych wszystkich części, to znaczy obszar takiej płyty prostopadłej do kierunku prędkości, którąby stawiała ten sam opór, co dane części składowe.

Opór całkowity latawca będzie zatem:

$$H = n\, k\, S\, v^2\, (\alpha^2 + s) + k\, S'\, v^2 \quad . \quad . \quad . \quad (4),$$

gdzie S należy obliczyć z warunku $Z = P$, czyli

$$n\, k\, S\, v^2\, \alpha = P \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4\text{a}).$$

Równania (4) i (4a) wyrażają przedewszystkiem, że opór całkowity latawców o tym samym ciężarze całkowitym P i tej samej prędkości v może być różny, zależnie zwłaszcza od wielkości S', S i α. Większą wartość praktyczną przypiszemy oczywiście temu z dwóch latawców, który caeteris paribus stawia mniejszy opór całkowity H. Stosunek

$$\frac{H}{P} = w_1$$

będzie zatem miarą wartości praktycznej latawca ze względu na zużycie pracy na pewnej drodze. Obliczymy go z równań (4) i (4a) w postaci:

$$w_1 = \frac{H}{P} = \alpha + \frac{s}{\alpha} + \frac{1}{\alpha}\,\frac{S'}{nS} = \alpha + \frac{1}{\alpha}\left(s + \frac{S'}{nS}\right), \text{ albo}$$

$$w_1 = \frac{H}{P} = \alpha + \frac{s'}{\alpha} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (5).$$

Przytem oznacza

$$s' = s + \frac{S'}{nS} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (5\text{a}).$$

Z tego równania widzimy, że przy tej samej wartości P, S i S' jest opór zależny od α, czyli od nachylenia skrzydeł względem kierunku v. Łatwo zauważyć, że można kątowi α nadać z góry taką wartość α_m, dla której funkcya $f(\alpha) = \alpha + \frac{s'}{\alpha}$, a zatem i w_1 jest najmniejszością. Jakoż znajdujemy z warunku

$$\frac{\partial f(\alpha)}{\partial \alpha} = 1 - \frac{s'}{\alpha^2} = 0, \quad \text{czyli } \alpha = \frac{s'}{\alpha}, \text{ wartość:}$$

$$\alpha_m = \sqrt{s'} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (6).$$

Ta wartość służy do oznaczenia najkorzystniejszej wielkości obszaru S powierzchni niosącej dla latawca o danym ciężarze P i danej prędkości v. Oznaczmy ją przez S_m, to z równ. (4a) wypada po podstawieniu $\alpha = \alpha_m$:

$$S_m = \frac{P}{n\, k\, v^2\, \alpha_m}, \quad \text{albo } \frac{P}{S_m} = n\, k\, v^2\, \alpha_m \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (7).$$

Wielkość $\frac{P}{S}$ może zatem charakteryzować wartość praktyczną latawca tylko o tyle, o ile określa przy obranym kącie nachylenia α prędkość v, z jaką musi się poruszać latawiec (względem powietrza) w locie poziomym. Danej z góry prędkości v odpowiada nawzajem przy danym ciężarze P i nachyleniu α zupełnie określona wartość stosunku $\frac{P}{S}$, czyli obciążenia właściwego powierzchni niosących. Latawce szybsze muszą wogóle mieć większe $\frac{P}{S}$ aniżeli latawce powolniejsze. Skoro zaś z dwóch latawców o różnych obciążeniach właściwych ma jeden prędkość większą aniżeli drugi, to dowodzi, że pierwszy jest racyonalniej zbudowany i posiada np. większe S', albo mniejsze s, albo wreszcie α więcej zbliżone do wartości najkorzystniejszej α_m.

Gdy wreszcie żądamy od latawca, aby przy jak najmniejszem zużyciu pracy na 1 *kg* ciężaru całkowitego odbył podróż od A do B w czasie jak najkrótszym, to warunek ten jest równoważny z warunkiem, aby

$$\frac{H}{P} \cdot \frac{\text{długość drogi}}{\text{czas}} = \frac{H \cdot v}{P}$$

było możliwie małe. Przeto drugą miarą wartości praktycznej latawca będzie:

$$w_2 = \frac{Hv}{P} = w_1\, v \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (8).$$

Obliczenie każdej z powyższych wielkości w_1 i w_2 dla istniejących latawców natrafia na pewne trudności z następujących powodów:

1) Silniki latawców muszą być silniejsze niżby było potrzeba ze względu na lot poziomy, gdyż przy wzlocie trzeba pokonać opór dodatkowy wózka toczącego się po ziemi i siłę ciężkości. To powiększenie mocy silnika winno być nawet bardzo znaczne, skoro ma umożliwić pokonywanie spadków większych, czyli osiągnięcie w krótkim czasie wysokości większej.

2) Motory i śruby powietrzne rozmaitych ustrojów różnią się stopniem wyzyskania pracy, czyli „sprawnością“.

W celu dokładnego obliczenia w_1 i w_2 należałoby przeto znać siłę pociągową H śruby podczas lotu w poziomie. O ile mi wiadomo, to mierzono ją dotychczas bezpośrednio tylko u niektórych balonów sterowanych. Wobec tego wstrzymuję się na razie od obliczeń liczbowych, zwłaszcza, że, w myśl uwag powyżej podanych, zależy wartość praktyczna latawca ze względu na zużycie energii nie tyle od stosunku tego zużycia do całkowitego ciężaru P, ile od stosunku do ciężaru użytkowego.

Dr. *M. T. Huber*, inżynier,
Profesor Politechniki Lwowskiej.

III.

Autor artykułu: „Ocena wartości praktycznej latawca“ w № 3 r. b. *Przegl. Techn.* przytacza kilka wzorów z mechaniki, które, mojem zdaniem, są sprzeczne z jej zasadami; wymagają więc ze strony autora wyjaśnienia, lub też zarzucenia, ażeby nie tworzyły chaosu w pojęciach ścisłych. Wyraz „pracy posuwania“ (równ. 2): $t_1 = \frac{Pv}{g}$, w żadnym razie nie może przedstawiać pracy, gdyż ma wymiar: $\frac{(\text{siły} \times \text{prędkość})}{\text{przyśpieszenie}}$, t. j. ma wymiar $MLT^{-2} \times LT^{-1} : (LT^{-2}) = MLT^{-1}$, gdy tymczasem wymiar pracy: ML^2T^{-2}. Równ. 3: $t_1' = T - t_1$, przedstawia różnicę pracy (*kgm*) i wielkości t_1, która nie jest pracą, t. j. dwóch wielkości różnorodnych. Równ. 4 i 5 posiadają wymiary mas, gdyż: t_1 ma wymiar jak wyżej: MLT^{-1}, prędkość: LT^{-1}, a więc wyraz: $q_1' \times \frac{t_1}{v}$ ma wymiar M, wskutek czego nie może być on miarą siły. Wielkość oznaczona przez wzór: $\frac{Pv}{QS}$ nie da się podporządkować pod żadne pojęcie mechaniki, nie może więc być miarą wydajności latawca. Niezrozumiałemi są również pewne wysłowienia, np.: „Najmniejsze liczby tej kolumny wykazują największe zrównoważenie w kierunku przebywanej drogi, wynikające i t. d.“; następnie nie wiem co jest „siła popędowa silnika“ lub „wysiłek popędowy“, czem się mierzą te wielkości?

Zadanie podjęte przez autora jest nadzwyczaj wdzięczne i pożyteczne dla danej sprawy, lecz do jego rozwiązania brak jeszcze wielu danych, zarówno teoretycznych jak i praktycznych. Teoretycy np. jeszcze nie ustalili zasad, podług jakich mają obliczać opory powietrza i otrzymują wyniki niezgodne ze sobą. Weźmy np. pod uwagę teoryę przedstawioną w *Przegl. Techn.* № 25 i 26 z r. 1909 przez p. S. St. Na samym wstępie tej teoryi widzimy dużą różnicę pomiędzy współczynnikami empirycznymi φ, różnica ta dochodzi do 100%. Następnie wzór wielkości zasadniczej w tej teoryi, t. j. siły oporu powietrza R, chociaż jest ustalony w postaci: $R = \varphi\, s\, v^2 \sin \alpha$, lecz jest on niezgodny z wzorem, który uważa się za teoretycznie słuszny: $R = \varphi\, s\, v^2 \sin^2 \alpha$; widocznie nie uchwycili teoretycy właściwego przebiegu danego zjawiska lub też stosują do niego błędnie zasady mechaniki (mojem zdaniem zachodzi tu ostatni przypadek). Po uczynieniu tych poprawek, otrzymujemy wreszcie dwa równania, które przytoczę dla przypadku lotu poziomego (*Przegl. Techn.* № 26 z r. 1909, równ. 9 i 10):

$$P = k\,s\,v^2\alpha \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (9)$$

$$T = k\,s\,v^2\alpha^2 + k_1\,s_1\,v^2 \quad . \; . \; . \; . \quad (10).$$

Tymczasem inż. A. Budau[1]) podaje teoryę, której nie można odmówić głębokości, a podług której wzory dla tego samego przypadku przedstawiają się jak następuje (gdy wprowadzimy też same oznaczenia):

$$P = \frac{\gamma}{g}\,s\,v^2 \,.\, \sin^2\alpha \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (a)$$

$$T = \frac{\gamma}{q}\,s\,v^2 \,.\, \sin\alpha\,(1 - \cos\alpha) \quad . \; . \; . \; . \quad (b).$$

Pomijając pozorną różnicę w tych wzorach, że w jednym jest $\sin\alpha$, w drugim α, widzimy różnice zasadnicze pod tym względem, że w równaniu (9) α wchodzi w pierwszej potędze, w odpowiedniem zaś równaniu (a)—w drugiej potędze, co przy małych α, stanowi duże różnice liczbowe. Następnie w równ. (10) pominąwszy wyraz $k_1 s_1 v^2$, którego nie uwzględnia równanie (b), zauważymy również różnicę zasadniczą pomiędzy wyrazami: α^2 (względnie $\sin^2\alpha$) w równaniu (10) i $\sin\alpha\,(1 - \cos\alpha)$ w równaniu (b), ten ostatni wyraz przy małem α nadzwyczaj prędko zbliża się do zera, z tego wypływa znowu bardzo znaczna różnica liczbowa. Sprawy współczynników nie podnoszę, gdyż autor pracy niemieckiej zastrzegł się, że idzie mu wyłącznie o stronę teoretyczną zadania, która zresztą sprzeczną jest z rezultatami prac p. R. Soreau, przedstawionymi w *Przegl. Techn.* № 25 z r. z. przez p. S. St.

W pierwszej więc linii należałoby sprawdzić wzory powyższe, jak również prawdopodobnie i wiele innych, które mają pretensyę do rozwiązania danego zadania. Obrawszy np. wzory (9) i (10) do sprawdzenia i wprowadziwszy w celu uproszczenia badań dla α pewną wartość średnią, lub zresztą rugując tę wielkość z powyższych równań, otrzymamy wyraz sprawności silnika:

$$S = \frac{P^2}{ks} \cdot \frac{1}{v} + k_1\,s_1\,v^3 \text{ [2])} \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (1).$$

Pierwszy wyraz po stronie prawej tego równania przedstawia energię potrzebną do unoszenia latawca, drugi energię do przezwyciężenia oporów podczas lotu, jakie występują wzdłuż latawca.

Skoro moc silnika podczas lotu jest dana, to pomnożywszy ją przez współczynnik sprawności (t. j. skutku użytecznego), otrzymamy S; gdy następnie P i v są dane, pozostają niewiadome: k, k_1 oraz s_1, które możemy wyznaczyć tylko doświadczalnie. Zgódźmy się wreszcie na pewną wartość współczynnika k, i nie rozdzielajmy współczynników k_1 i s_1, otrzymamy wtedy jedną niewiadomą jako iloczyn: $(k_1\,s_1)$; a ponieważ równanie (1) podlega również sprawdzeniu, należałoby mieć szereg doświadczeń, tyczących się jednego i tego samego latawca, i jeżeli wyniki tych doświadczeń dadzą te same wartości $(k_1\,s_1)$, to dopiero możemy zaufać postawionym teoryom i wyprowadzonym z nich wnioskom. Skoro zaś mamy tylko po jednem doświadczeniu i wyliczamy współczynnik $(k_1\,s_1)$ dla danego latawca, pozostawiając go niesprawdzonym, jak również i teoryę odpowiednią, to takie wyniki niczego nas nie nauczą.

Jako wzór dorywczy do wyliczenia mocy silnika zaproponowałbym wzór wyprowadzony przeze mnie w *Przegl. Techn.* (№ 30 z r. 1905)[3]), który wyznacza energię potrzebną do utrzymania ciała w zawieszeniu zapomocą strumienia powietrza. Warunki fizyczne zjawisk, utrzymywania szybowca (aeroplanu) w powietrzu zapomocą silnika i śruby z jednej strony i utrzymywania ciała zapomocą strumienia zdrugiej strony, są tylko różne pozornie, i zależność parametrów zjawiska musi być ta sama, tylko współczynniki mogą być różne. Wzór ten ma postać, po zastosowaniu używanych tu oznaczeń:

$$S = \frac{1}{2}\,\beta\,s\left(\frac{P}{s}\right)^{\frac{3}{2}};$$

w tym wzorze przyjęto:

$$\beta = \sqrt{\frac{2q}{\varphi \,.\, \gamma}}\,,$$

a więc

$$\beta = \frac{1}{\sqrt{k}}\,;$$

możemy przyjąć: $k = 0{,}4$ (zgodnie z doświadczeniami),

a więc: $\beta = 1{,}58$;

przyjmijmy sprawność silnika $\eta = 0{,}6$, to otrzymamy:

$$S = \frac{1}{2}\,1{,}58 \,.\, \frac{1}{0{,}6} \,.\, s\left(\frac{P}{s}\right)^{\frac{3}{2}} \backsimeq 1{,}3\; s\left(\frac{P}{s}\right)^{\frac{3}{2}},$$

byłaby to moc silnika, potrzebna do utrzymania szybowca (aeroplanu) w powietrzu; do przezwyciężenia zaś oporu poziomego należy zrobić dodatek, który jest dosyć różny dla różnych szybowców (aeroplanów).

Krótkie te uwagi, sądzę, że służyć mogą jako materyał do dalszych badań w tym kierunku.

H. Czopowski, inż.

[1]) *Zt. d. ö. I.- u. A. V.* 1903, № 42 i 43: „Die mechanischen Grundgesetze der Flugtechnik".

[2]) Znaczenia liter patrz we wspomnianym artykule w *Przegl. Techn.* № 25 i 26 z r. 1909.

[3]) „Prawa mechaniczne spadania i utrzymywania ciał w powietrzu". H. Czopowski. *Przegl. Techn.* № 29 i 30 z r. 1905.

KRONIKA BIEŻĄCA.

O pewnej niedokładności w przyrządzie rozruchowym silnika elektrycznego asynchronicznego. W warsztatach warszawskich dr. żel. W.-W. zainstalowano od dwóch lat przetwornicę 34-konną o silniku trzyfazowym na prąd miejski, sprzężonym bezpośrednio z prądnicą 240-woltową prądu stałego.

Silnik posiada opornik rozruchowy metalowy, aparat do krótkiego spinania faz rotorowych i podnoszenia szczotek. Prądnica zasila rozrzucone po warsztatach silniki prądu stałego o nierównomiernem obciążeniu, dochodzącem obecnie do 16 kilowatów.

W ostatnich czasach zauważono okresowe wahania na woltomierzu i amperomierzu prądnicy. W pierwszej chwili zdawałoby się, że zjawisko przypisać należy nierównomierności obciążenia. Żarówka jednak, włączona w sieć miejską przed silnikiem, zdradzała prawidłowe wahanie okresowe światła.

W miarę zmniejszania obciążania ze strony prądu stałego, okres tych wahań stawał się coraz dłuższy, i wreszcie przy jałowem pędzeniu przetwornicy, wahań zauważyć nie było można.

Przy nałożeniu szczotek na pierścienie, a tem samem przy krótkiem spięciu faz rotorowych przez opornik rozruchowy, wahań w żarówce ani w aparatach, pomimo całkowitego obciążenia silnika, nie było. Stąd należało wywnioskować, że przyczyna leżała w aparacie do krótkiego spinania faz. Po zdemontowaniu zauważono brak kontaktu między gniazdkami wtykowemi a zatyczkami w jednej fazie.

Objaśnienie teoretyczne zjawiska w najprostszej formie byłoby następujące. Przy wyłączeniu jednej fazy w rotorze, dwie drugie otrzymują indukowany prąd zmienny jednofazowy. Moment obracający silnika musi się wtedy wahać od maksymum do minimum—zależnie od wzajemnego położenia osi pól magnetycznych w statorze i rotorze. Ponieważ położenie to, zawdzięczając poślizgowi, zmienia się szybciej przy obciążeniach większych, silnik rozwinie więc wahający się moment w okresie krótszym. Przy jałowem pędzeniu silnika, poślizgu prawie niema, wzajemne położenie osi magnetycznych zmienia się bardzo wolno, stąd nieznaczny moment obracający ma okres bardzo długi.

T. M. Arlitewicz.

Droga żelazna Taszkiencka, o której znaczeniu handlowem i strategicznem podaliśmy wiadomość szczegółową w № 36 z r. 1902, oddana została do użytku w r. 1906. Łączy ona Orenburg z Taszkientem linią o długości 1857 *km* (1741 wiorst). Orenburg jest stacyą końcową odnogi południowej Kinel-Orenburg drogi żel. Syberyjskiej. Tę odnogę, o długości 377 *km* (353 w.) włączono obecnie do drogi żel. Taszkienckiej, której długość ogólna wynosi przeto 2234 *km* (2094 w.). Taszkient jest stacyą krańcową odnogi północnej Czernajewo-Taszkient drogi żel. Środkowo-Azyatyckiej. Droga żel. Taszkiencka łączy więc drogę żel. Syberyjską z dr. żel. Środkowo-Azyatycką i przecina na wschód od jeziora Aralskiego posiadłości środkowo-azyatyckie Rosyi.

Droga żel. Taszkiencka jest jednotorową; wywłaszczono jednak grunta pod tor drugi. Drogę tę podzielono na dwie linie: północną Kinel-Orenburg-Ileczk (kopalnie soli) -Kazalińsk-Kubek, o długości 1386 *km* (1299 w.) i południową Kubek-Taszkient, o długości 848 *km* (795 w.). Linia południowa biegnie wzdłuż brzegu wschodniego rzeki Syr-Daryi, a linia Taszkient-Czernajewo przecina tę rzekę. Stacye: Kazalińsk i Kubek leżą w pobliżu ujścia Syr-Daryi do jeziora Aralskiego i połączone są odnogą kolejową z przystanią rzeczną.

Być może, że w niedalekiej przyszłości, droga żel. Taszkiencka stanowić będzie ogniwo linii kolejowych, które połączą Europę z Indyami. Obecnie, jak to widać na mapce, którą podaliśmy w № 36 z r. 1902, odległość pomiędzy stacyą Kuszk drogi żel. Środkowo-Azyatyckiej, leżącą na pograniczu północnem Afganistanu, a stacyą New-Chaman dróg żel. Indyjskich, położoną przy granicy południowej Afganistanu, wynosi zaledwie 700 *km*. Droga żel., którąby połączyła Kuszk z New-Chamanem, leżałaby cała na ziemiach Afganistanu. Część tej drogi żel. z New-Chamanu do Kandaharu, o długości około 150 *km*, jest już zaprojektowana i niebawem ma być zbudowana. Gdy i część pozostała z Kandaharu do Kuszka będzie przeprowadzona, można bę-