Інж. КОСТЮК Д.

ЕЛЕМЕНТАРНЕ ВИЗНАЧЕННЯ ЖІРОСКОПИЧНОГО МОМЕНТУ, ЩО ДІЄ НА ВАЛ ПРОПЕЛЛЕРА ПРИ ПОЛЬОТАХ НА КРИВИХ

ХАРКІВ * ВИДАВНИЦТВО ХАІ * 1935

ЕЛЕМЕНТАРНЕ ВИЗНАЧЕННЯ ЖІРОСКОПИЧНОГО МОМЕНТУ, ЩО ДІЄ НА ВАЛ ПРОПЕЛЛЕРА ПРИ ПОЛЬОТАХ ПО КРИВИХ

При польотах по кривих вісь пропеллера має обертальный рух, завдяки чому кожна точка пропеллера має коріолісове прискорення, яке викликає відповідні сили інерції. Останні, сумуючись, і утворюють так званий жіроскопичний момент.

Визначення максимального жіроскопичного моменту дуже важливе при розрахунках валу пропеллера. Розберемо це на прикладах різних типів винтів, розглядаючи рух літака при петлі. Цей частний випадок легко узагальнити на всякий криволінійний рух.

I. Винт трьох-лопастний

Припустимо, що трьох-лопастний винт обертається навколо своєї вісі з кутовою швидкістю ω, а вісь його обертається навколо вісі, що перпендикулярна до вісі винта, з кутовою швидкістю ω_1.

Візьмемо початок координат в центрі гвинта, вісь X спрямуємо по вісі винта, вісь Y по вісі обертання літака, а Z — перпендикулярно до них (див. рис. 1). Таким чином винт обертатиметься в площині YOZ.

Візьмемо на лопасті винта, що знаходиться в даний момент між додатніми осями Y і Z, довільну точку A_1.

Визначимо віддалення цієї точки до центра винта $A_1O = r$.

Цілком зрозуміло, що на останніх лопастях ми завжди зможемо знайти точки A_2 і A_3, які б задовольняли умовам:

$$OA_2 = OA_3 = r$$

і

$$\angle A_1OA_2 = A_2OA_3 = \angle A_3OA_1 = 120^\circ.$$

Позначимо кут, утворений OA_1 з віссю Y через α, а масу кожної точки A_1, A_2 і A_3 — через m.

Після цього легко визначити сили інерції, що діють на ці точки, завдяки наявности коріолісового прискорення.

Відомо, що величина коріолісового прискорення дорівнює подвійному добуткові кутової швидкости переносного обертання (в нашому випадкові ω_1) на проекцію відносвої швидкости на площину, перпендикулярну до ω_1, тобто на площину XOZ.

Візьмемо площину рисунка за площину YOZ (площину обертання винта), тоді проекції відносних швидкостей точок A_1, A_2 і A_3 на площину XOZ (площина перпендикулярна до ω_1) легко визнача:ься на підставі рис. 2, де вони визначені відповідно: v_{1Z}, v_{2Z} і v_{3Z}.

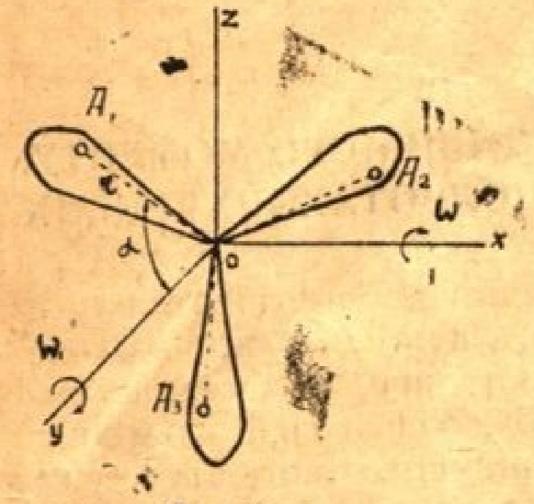

Рис 1

По величині:

$$v_{1Z} = r\omega \cos\alpha$$
$$v_{2Z} = r\omega \cos(60^\circ - \alpha)$$
$$v_{3Z} = r\omega \cos(120^\circ - \alpha)$$

Відповідні Коріолісови прискорення виразяться по величині так:

$$w_1 = 2r\,\omega\omega_1 \cos\alpha$$
$$w_2 = 2r\,\omega\omega_1 \cos(60^\circ - \alpha)$$
$$w_3 = 2r\,\omega\omega_1 \cos(120^\circ - \alpha)$$

Напрямки коріолісових прискорень ми одержимо, коли вектори v_{1Z}, v_{2Z} і v_{3Z} повернемо на 90° в напрямкові кутової швидкости ω_1.

Таким чином в нашому випадкові w_1 і w_3 (на рис. 2) підуть „на нас", а w_2 — піде „від нас", рівнобіжно до осі X.

Відповідні їм сили інерції будуть по величині рівні:

$$i_1 = mw_1 = 2mr\,\omega\omega_1 \cos\alpha$$
$$i_2 = mw_2 = 2mr\,\omega\omega_1 \cos(60^\circ - \alpha)$$
$$i_3 = mw_3 = 2mr\,\omega\omega_1 \cos(120^\circ - \alpha)$$

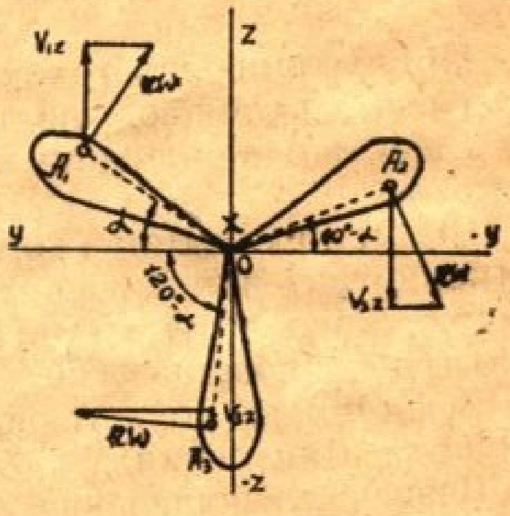

Рис. 2

і направлені протилежно прискоренням.

Момент цих сил відносно вісі X дорівнює нулеві (сили рівнобіжні вісі X).

Момент їх відносно вісі Y одержимо, коли спроектуємо їх на площину XOZ і візьмемо момент проекцій відносно точки O (точка перетину вісі Y з площиною XOZ) (Рис. 3).

Віддалення точок A_1, A_2 і A_3 до площини XOZ (плечі проекцій сил), на підставі рис. 2, визначаться так:

$$a = r\sin\alpha$$
$$b = r\sin(60^\circ - \alpha)$$
$$c = r\sin(120^\circ - \alpha)$$

Тому моменти сил i_1, i_2 і i_3 відносно осі Y будуть відповідно рівні:

$$l_{1y} = -i_1 a = -2mr^2 \omega\omega_1 \cos\alpha \sin\alpha$$
$$l_{2y} = i_2 b = 2mr^2 \omega\omega_1 \cos(60^\circ - \alpha) \sin(60^\circ - \alpha)$$
$$l_{3y} = i_3 c = 2mr^2 \omega\omega_1 \cos(120^\circ - \alpha) \sin(120^\circ - \alpha)$$

Сума моментів:

$$l_{1y} + l_{2y} + l_{3y} = mr^2 \omega\omega_1 [-2\cos\alpha \sin\alpha + {} + 2\cos(60^\circ - \alpha)\sin(60^\circ - \alpha) + {} + 2\cos(120^\circ - \alpha)\sin(120^\circ - \alpha)] = {} = mr^2 \omega\omega_1 [-\sin 2\alpha + {} + \sin 2(60^\circ - \alpha) + \sin 2(120^\circ - \alpha)].$$

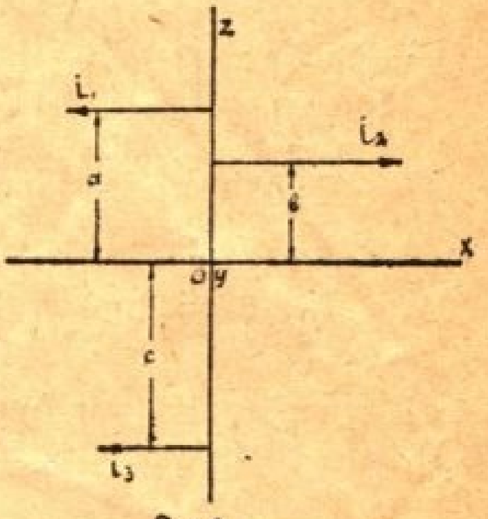

Рис 3

Легко показати, що вираз, який стоїть в квадратових дужках, дорівнює нулеві.

Дійсно:

$$-\sin 2\alpha + \sin 2(60^\circ - \alpha) + \sin 2(120^\circ - \alpha) = -\sin 2\alpha + {} + 2\sin\frac{2(60^\circ - \alpha) + 2(120^\circ - \alpha)}{2} \cdot \cos\frac{2(60^\circ - \alpha) - 2(120^\circ - \alpha)}{2} =$$

$$= -\sin 2\alpha + 2\sin(180^\circ - 2\alpha)\cos(-60^\circ) =$$

$$= -\sin 2\alpha + (2\sin 2\alpha) \cdot \frac{1}{2} = -\sin 2\alpha + \sin 2\alpha = 0.$$

Таким чином, сума моментів сил i_1, i_2 і i_3 відносно вісі Y теж дорівнює нулеві.

Проектуємо їх на площину XOY (рис. 4) і беремо момент відносно точку O (точка перетину вісі Z з площиною XOY.

Маємо:

$$l_{1z} = i_1 a_1 = 2mr^2 \omega\omega_1 \cos^2\alpha$$
$$l_{2z} = i_2 b_1 = 2mr^2 \omega\omega_1 \cos^2(60^\circ - \alpha)$$
$$l_{3z} = i_3 c_1 = 2mr^2 \omega\omega_1 \cos^2(120^\circ - \alpha)$$

Тут a_1, b_1 і c_1 — віддалення точок A_1, A_2 і A_3 до площині XOZ, які на підставі рис. 2 визначаються так:

$$a_1 = r\cos\alpha$$
$$b_1 = r\cos(60^\circ - \alpha)$$
$$c_1 = r\cos(120^\circ - \alpha)$$

Сума моментів сил інерций трьох точок A_1, A_2 і A_3 відносно вісі Z дорівнює:

$$I_{1Z}+I_{2Z}+I_{3Z}=2mr^2\,\omega\omega_1\,[\cos^2\alpha+\cos^2(60^\circ-\alpha)+\cos^2(120^\circ-\alpha)]=$$

$$=2mr^2\,\omega\omega_1\,[\cos^2\alpha+(\cos 60^\circ\cos\alpha+\sin 60^\circ\sin\alpha)^2+$$

$$+(\cos 120^\circ\cos\alpha+\sin 120^\circ\sin\alpha)^2]=$$

$$=2mr^2\,\omega\omega_1\left[\cos^2\alpha+\left(\frac{1}{2}\cos\alpha+\frac{\sqrt{3}}{2}\sin\alpha\right)^2+\left(-\frac{1}{2}\cos\alpha+\right.\right.$$

$$\left.\left.+\frac{\sqrt{3}}{2}\sin\alpha\right)^2\right]=2mr^2\,\omega\omega_1\left(\cos^2\alpha+\frac{1}{2}\cos^2\alpha+\frac{3}{2}\sin^2\alpha\right)=$$

$$=2mr^2\,\omega\omega_1\,\frac{3}{2}(\cos^2\alpha+\sin^2\alpha)=\underline{3mr^2\,\omega\omega_1}$$

Таким чином ми бачимо, що момент цих сил діє в площині XOY (бо моменти сил відносно осей X і Y дорівнюють нулеві) і величина його не залежить від кута повороту винта (кута α).

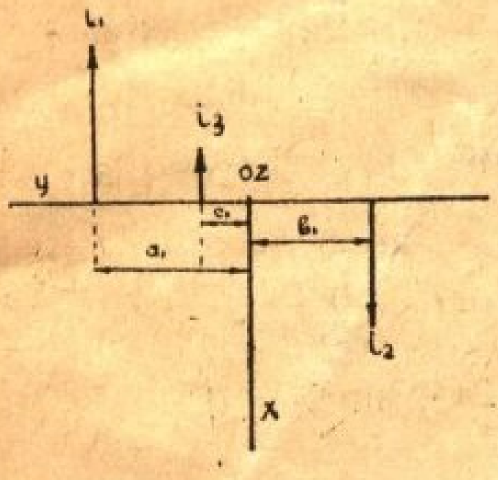

Рис. 4

Підсумовуючи моменти сил інерції (відповідних коріолісовим прискоренням), що діють на всі точки винта, ми й одержимо величину, так званого, жіроскопичного моменту для даного випадку:

$$M=\sum 3mr^2\,\omega\omega_1=\omega\omega_1\sum 3mr^2.$$

Але $\Sigma 3mr^2=I_b$ — моменту інерції винта.

Тому остаточно одержимо:

$$\boxed{M=I_b\,\omega\omega_1} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (1)$$

і діє в площині XOY в напрямкові <u>від ω до ω_1.</u>

II. Винт чотирьох-лопастний

Направляємо вектори ω і ω_1 знов по вісям X і Y, за площину обертання винта беремо площину YOZ, яку беремо в площині рисунку (рис. 5).

Беремо на лопастях 4 точки: A_1, A_2, A_3 і A_4, які задовольняють таким умовам:

$$A_1O=A_2O=A_3O=A_4O=r$$

$$\angle A_1OA_2=\angle A_2OA_3=\angle A_3OA_4=\angle A_4OA_1=90^\circ.$$

Тоді проекції відносних швидкостей цих точок на площину XOZ (площина перпендикуляра до ω_1) визначаться по величині так:

$$v_{1z} = r\omega \cos\alpha$$
$$v_{2z} = r\omega \cos(90^\circ - \alpha) = r\omega \sin\alpha$$
$$v_{3z} = r\omega \cos\alpha$$
$$v_{4z} = r\omega \cos(90^\circ - \alpha) = r\omega \sin\alpha$$

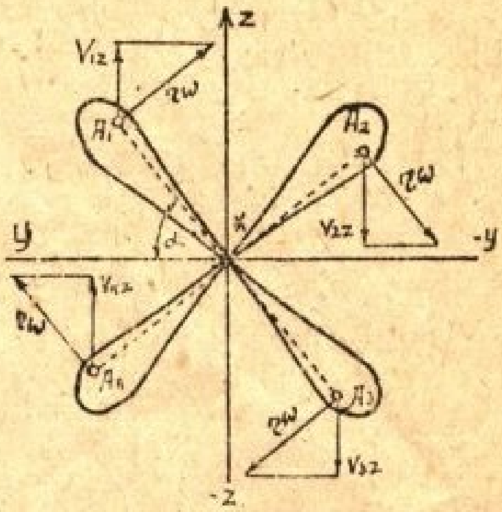

Рис 5.

де α — кут, утворений OA_1 з віссю Y - ів.

Коріолісови прискорення цих точок по величині будуть:

$w_1 = 2r\,\omega\omega_1 \cos\alpha$ (спрямовано „на нас")
$w_2 = 2r\,\omega\omega_1 \sin\alpha$ („ „від нас")
$w_3 = 2r\,\omega\omega_1 \cos\alpha$ („ „від нас")
$w_4 = 2r\,\omega\omega_1 \sin\alpha$ („ „на нас")

Відповідні їм сили інерції по величині одержимо, помноживши їх на m, а напрямок сил інерцій буде протилежний прискоренням.

Момент сил інерції відносно вісі X дорівнює нулеві (сили рівнобіжні вісі X).

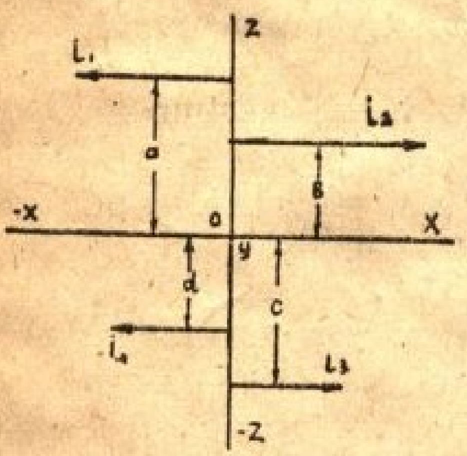

Рис. 6

Складено суму моментів цих сил відносно вісі Y - ів (рис. 6).

Плечі цих сил, відповідно рівні віддаленням точок A_1, A_2, A_3 і A_4 до площини XOY, визначаться так:

$$a = r\sin\alpha$$
$$b = r\sin(90^\circ - \alpha) = r\cos\alpha$$
$$c = r\sin\alpha$$
$$d = r\sin(90^\circ - \alpha) = r\cos\alpha$$

Тоді моменти:

$$l_{1y} = -i_1 a = -2mr^2\,\omega\omega_1 \cos\alpha \sin\alpha = -mr^2\,\omega\omega_1 \sin 2\alpha$$
$$l_{2y} = i_2 b = 2mr^2\,\omega\omega_1 \sin\alpha \cos\alpha = mr^2\,\omega\omega_1 \sin 2\alpha$$
$$l_{3y} = i_3 c = -2mr^2\,\omega\omega_1 \cos\alpha \sin\alpha = -mr^2\,\omega\omega_1 \sin 2\alpha$$
$$l_{4z} = i_4 d = 2mr^2\,\omega\omega_1 \sin\alpha \cos\alpha = mr^2\,\omega\omega_1 \sin 2\alpha$$

Сума моментів:

$$l_{1y} + l_{2y} + l_{3y} + l_{4y} = mr^2\,\omega\omega_1(-\sin 2\alpha + \sin 2\alpha - \sin 2\alpha + \sin 2\alpha) = 0.$$

Таким чином момент цих сил і відносно вісі Y буде дорівнювати нулеві.

Визначимо момент їх відносно вісі Z.

Плечі їх (віддалення до площини XOZ) визначаться відповідно (рис. 5 і 7):

$$a_1 = r\cos\alpha$$
$$b_1 = r\cos(90^\circ - \alpha) = r\sin\alpha$$
$$c_1 = r\cos\alpha$$
$$d_1 = r\cos(90^\circ - \alpha) = r\sin\alpha$$

Моменти:

$$l_{1z} = i_1 a_1 = 2mr^2\,\omega\omega_1 \cos^2\alpha$$
$$l_{2z} = i_2 b_1 = 2mr^2\,\omega\omega_1 \sin^2\alpha$$
$$l_{3z} = i_3 c_1 = 2mr^2\,\omega\omega_1 \cos^2\alpha$$
$$l_{4z} = i_4 d_1 = 2mr^2\,\omega\omega_1 \sin^2\alpha$$

Сума моментів:

$$l_{1z} + l_{2z} + l_{3z} + l_{4z} = 2mr^2\,\omega\omega_1 (\cos^2\alpha + \sin^2\alpha + \cos^2\alpha + \sin^2\alpha) = 4mr^2\,\omega\omega_1$$

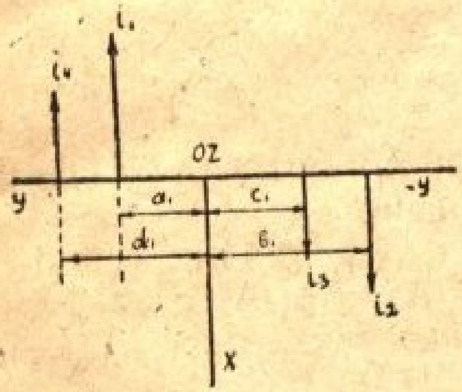

Рис. 7

Підсумовуючи моменти сил інерції всіх точок пропеллера, одержимо:

$$L_z = M = \Sigma 4mr^2\,\omega\omega_1 = \omega\omega_1\,\Sigma 4mr^2.$$

Але

$$\Sigma 4mr^2 = I_b$$

Таким чином одержуємо таку ж формулу для визначення жіроскопичного момента 4-х лопастного винта, як і для 3-х лопастного:

$$\underline{M = I_b\,\omega\omega_1}$$

Цілком аналогично ми прийдемо до цієї ж формули й при любому числі лопастей, більшім ніж чотирі.

III. Винт двохлопастний

Іншу картину ми маємо при двохлопастному винті.

Беремо той же випадок руху літака: $\omega \perp \omega_1$, ω спрямовано по вісі X, ω_1 — по вісі Y.

Візьмемо площину YOZ за площину рисунка, положення лопастей довільне, як показано на рис. 8.

Припустимо, що вісь лопасти M*) складає з віссю Y кут α. Візьмемо на цій лопасті довільну точку A_1.

Визначимо:

$$OA_1 = r; \quad \angle A_1OM = \varphi.$$

Звичайно, на лопасті N ми завжди зможемо знайти точку A_2, що лежить на продовженні A_1O, при чому $A_2O = A_1O = r$.

Проекції відносних швидкостей цих точок на площину XOZ, перпендикулярну ω_1, знайдуться зі слідуючого рівнання:

$$v_{1Z} = v_{2Z} = r\omega \cos(\alpha + \varphi)$$

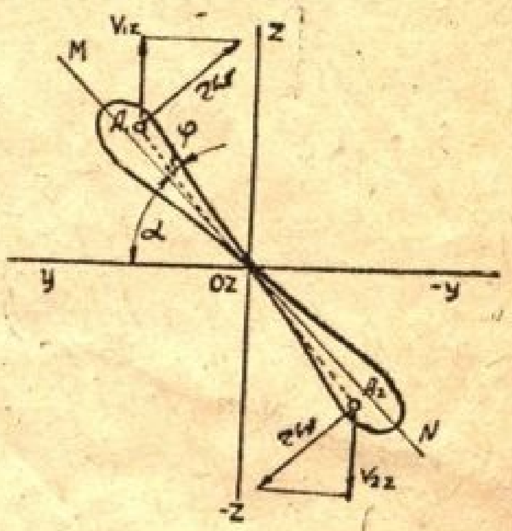

Рис. 8

Коріолісови прискорення цих точок по величині:

$$w_1 = w_2 = 2\omega_1 r\omega \cos(\alpha + \varphi)$$

Відповідні цим прискоренням сили інерції по величині:

$$i_1 = i_2 = 2mr\,\omega\omega_1 \cos(\alpha + \varphi)$$

При чому на рис. 8 перша буде спрямована „від нас“, а друга „на нас“.

Сили i_1 і i_2 являють пару з моментом

$$I = 4mr^2\,\omega\omega_1 \cos(\alpha + \varphi)$$

в площині, яка проходить через точки A_1 і A_2 та вісь X-ів.

Підсумовуючи моменти пар для всіх точок винта, одержимо величину жіроскопичного моменту:

$$M = \sum 4mr^2\,\omega\omega_1 \cos(\alpha + \varphi).$$

Точне обчислення виразу $\sum 4mr^2\,\omega\omega_1 \cos(\alpha + \varphi)$ уявляє великі трудноці й остаточний результат буде залежать від форми лопасти.

Коли ж прийняти кут $\varphi = 0$, тобто рахувати, що маси лопастей з'осереджені на їх вісях (лопасти рахувать матеріяльними прямими лініями, перпендикулярними до вісі винта), то одержимо наближений вираз для визначення жіроскопичного моменту при двохлопастному винті

$$M = \sum 4mr^2\,\omega\omega_1 \cos\alpha = 2\omega\omega_1 \cos\alpha \sum 2mr^2.$$

---

*) Вісь лопасти є лінія дотична у ступиці винта до лінії, що з'єднує центри ваги поперечних перерізів винта, звичайно вісь лопасти перпендикуляра до вісі винта.

Але

$$\sum 2mr^2 = I_b,$$

звідси:

$$\boxed{M = 2\, I_b\, \omega\omega_1 \cos\alpha} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (2)$$

Таким чином ми бачимо, що в данному разі змінюється так величина жіроскопичного моменту, як і площина його дії, яка обертається вкупі з винтом, бо цей момент завжди діє в площині, що проходить через вісь винта та вісь лопастей.

Максимальне значіння жіроскопичного моменту за формулою (2) буде при $\alpha = 0$, тобто коли вісь лопастей збігається з віссю Y-ів (вісь обертання літака):

$$\boxed{M_{max} = 2\, I_b\, \omega\omega_1} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (3)$$

Формулами (2) і (3) і користуються в практиці.

Необхідно відмітити, що ці формули дають прибільшені значення жіроскопичного моменту. Дійсний момент буде меньший і відхилення його від результатів обчислених за формулами (2) і (3) буде залежать від форми лопастей, розмірів їх профілів і діаметра винта.

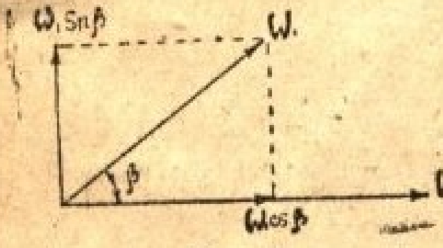

Рис. 9

Розібраний нами конкретний випадок обертання літака навколо вісі, перпендикулярної до вісі винта ($\omega_1 \perp \omega$), легко узагальнити й для випадку, коли ω_1 знаходиться під довільним кутом β до ω.

В такому випадкові кутову швидкість ω_1 розкладаємо (рис. 9) на дві: по напрямку ω і перпендикалярному до ω.

Складова $\omega_1 \cos\beta$ додається до ω алгебрично і змінить її на дуже малу величину, якою можна знехтувати в порівнанні з величиною ω.

Друга складова: $\omega_1 \sin\beta$, перпендикулярна до ω, ввійде в формули (1), (2) і (3) замісць ω_1 і ці формули для загального випадку приймуть, таким чином, вигляд:

$$M = I_b\, \omega\omega_1 \sin\beta \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (1')$$

$$M = 2I_b\, \omega\omega_1 \cos\alpha \sin\beta \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (2')$$

$$M_{max} = 2I_b\, \omega\omega_1 \sin\beta \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (3')$$

IV. Розрахунок вала пропеллера

В заключення зупинимось коротенько на розрахункові вала пропеллера.

Вал пропеллера, в випадкові поданому на рис. 10, має складні деформації:

а) скручується $M_{кр} = 71620 \frac{N}{n_{ред}}$ кгр · см:

б) угинається від ваги пропеллера зі втулкою та ваги триба;

в) угинається неврівноваженими силами пропеллера;

г) угинається силою натиску триба А;

д) угинається жіроскопичним моментом;

е) розтягується силою тяги пропеллера.

Дією сил, зазначених в п. б) можна знехтувати за їх малою величиною.

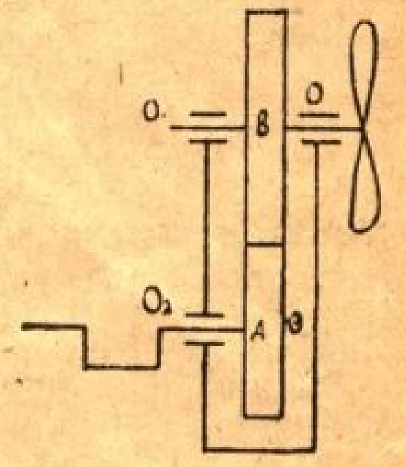

Рис. 10

Коли триби А і В мають прямі зубці, профілі яких вирисувано за евольвентою, і кут зачіплення 15°, то нормальний тиск на зубець триба В буде спрямований під кутом 75° до площини, що проходить через вісі O_1O_1 і O_2O_2.

Зведемо цей тиск до вісі O_1O_1 (рис. 11). Очевидно, сила N буде угинать вал пропеллера в площині, спрямованій під кутом 75° до площини, яка проходить через O_1O_1 і O_2O_2.

По величині $N = \frac{P_{окр}}{\cos 15^\circ}$.

В тій же площині, що відбувається угин від сили N, може лежать і ω_1, бо в дійсності літак рухається по любим кривим.

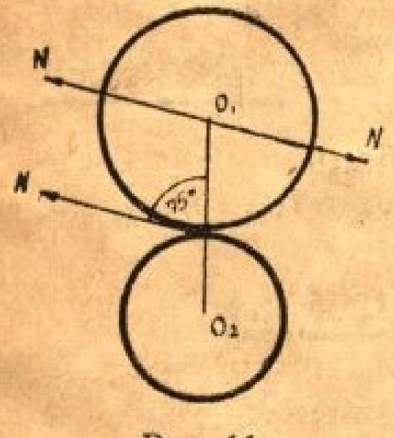

Рис. 11

Тоді й жіроскопичний момент в цій прощині буде мати найбільше значіння, для 2-х лопастного винта; для винта, що має 3 і більше лопастів він постійно буде знаходиться в цій площині.

Неврівноважені сили пропеллера теж угинають вал в різних площинах, в залежности від кута повороту пропеллера.

Таким чином найбільш небезпечний момент для вала буде такий, коли сили діють за схемою на рис. 12.

Тут: N — нормальний тиск на зубець;
M — максімальний жіроскопичний момент;
T — сила інерції від неурівноваженості пропеллера.

Такий розподіл сил і потрібно приймати при розрахунках валу пропеллера.

У випадкові трибів з косими зубцями необхідно врахувати ще аксіальний тиск на триб B, який викличе угин вала в площині, що проходить через O_1O_1 і O_2O_2.

Визначив всі зусилля розрахунок валу провадять загальною методою.

V. Приклад

Визначити зусилля, що діють на вал пропеллера в редукторові „Рено" (схема на рис. 10) за такими данними:

$$N_e = 130 \text{ кін. сил}, \ n_{мот} = 1650 \frac{\text{обер.}}{\text{хв.}}, \ n_{ред} = 825 \frac{\text{обер.}}{\text{хв.}},$$

діаметри початкових кіл трибів A і B:

$$D_A = 93{,}75 \text{ мм}, \quad D_B = 187{,}5 \text{ мм}.$$

Профілі зубців вирисувані по евольвенті. Кут нахилу лінії зачіплення до лінії центрів—70° (такий кут взято тому, що кількість зубців на малому трибові $Z_A = 15$, тобто меньша за предельну для кута в 75°).

Вал пропеллера лежить на двох вальницях C і D, відстань між якими $CD = 120$ мм.

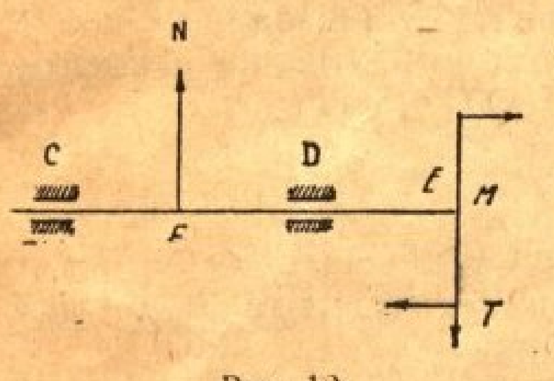

Рис. 12

Відстань від вісі правої вальниці до середньої лінії вгулки пропеллера $DE = 150$ мм (рис. 12).

1. Визначення моменту крутіння.

Момент крутіння визначаємо за формулою:

$$M_{кр} = 71620 \frac{N_e}{n_{ред}},$$

$$M_{кр} = 71620 \frac{130}{825} = \underline{\underline{11280 \text{ кгр.см}}}$$

2. Визначення нормального тиску на зубець.

Окружне зусилля визначається за формулою:

$$P_{окр} = \frac{2\,M_{кр}}{D_B}; \quad P_{окр} = \frac{2 \,.\, 11280}{18{,}75} = \underline{\underline{1205 \text{ кгр}}}$$

Тоді нормальний тиск на зубець визначиться так:

$$N = \frac{P_{окр}}{\sin 70^\circ} = \frac{1205}{0{,}937} = \underline{\underline{1288 \text{ кгр}}}$$

3. Визначення величини жіроскопичного моменту.

Візьмемо пропеллер двохлопастний, тоді максимальний жіроскопичний момент:

$$\underline{\underline{M_{max} = 2I_b\,\omega\omega_1}}$$

Момент інерції пропеллера визначається за формулою:

$$I_b = \frac{G}{g}\rho^2,$$

де G — вага пропеллера в кгр.

ρ — радіус його інерції в метрах.

Приблизно, вагу пропеллера визначають за формулою:

$$G = kD^3_{\text{проп}},$$

в якій коефіцієнт $k = 0{,}5 - 0{,}6$ для соснових пропеллерів;
$k = 0{,}6 - 0{,}7$ „ оріхових „
$k = 0{,}8$ і більше для окованих мідн. листами;
$k = 1{,}4 - 1{,}6$ для дюралевих

Діаметр пропеллера визначається (наближено) за формулою Како:

$$D = 1{,}04\sqrt[4]{\frac{N_e \cdot 10^8}{n^2_{\text{ред}} \cdot v_л}},$$

де $v_л$ — швидкість літака в кілометрах за годину.

Візьмім

$$v_л = 200\,\frac{\text{км}}{\text{год}},$$

тоді

$$D = 1{,}4\sqrt[4]{\frac{130 \cdot 10^8}{825^2 \cdot 200}} = 3{,}28 \text{ мет.}$$

Пропеллер візьмемо сосновий, для якого пересічно $k = 0{,}55$. Тоді

$$G = 0{,}55 \cdot 3{,}28^3 = \underline{19{,}5 \text{ кгр.}}$$

Радіус інерції пропеллера визначається так:

$$\rho = \varepsilon R_{\text{проп}},$$

де ε — коефіцієнт, який залежить від матеріалу і розмірів пропеллера і змінюється від 0,35 до 0,5.

Візьмім $\varepsilon = 0{,}5$, тоді

$$\rho = 0{,}5 \cdot 1{,}64 = \underline{0{,}82 \text{ мет.}}$$

Підставивши одержані величини в формулу для визначення момента інерції пропеллера, одержимо:

$$I_b = \frac{19{,}5}{9{,}81} \cdot 0{,}82^2 = \underline{1{,}335 \text{ кгр.мет.сек}^2}$$

Кутова швидкість пропеллера

$$\omega = \frac{\pi n_{ред}}{30} = \frac{3{,}14 \, . \, 825}{30} = \underline{86{,}5} \; \frac{1}{сек}$$

Пересічне значіння швидкостей повороту літака ω_1 визначається з таких міркувань:

а) при питлі: 1 оберт за 7 сек.

б) „ штопорі: „ „ 2—4 сек, але при половинному числі обертів пропеллера.

На підставі цих міркувань приходимо до виснозку, що найбільший жіроскопичний момент буде при штопорі, коли прийняти час 1 обороту за 2 сек.

Для такого випадку

$$\omega_1 = \frac{2\pi}{2} = \underline{3{,}14 \; \frac{1}{сек}}$$

і

$$\omega = \frac{86{,}5}{2} = \underline{43{,}25 \; \frac{1}{сек}}$$

Тоді величина максимального жіроскопичного моменту буде:

$$M_{max} = 2 \, . \, 1{,}335 \, . \, 43{,}25 \, . \, 3{,}14 = 362 \text{ кгр} \cdot \text{мет} = \underline{36200 \text{ кгр} \cdot \text{см}}$$

4. Визначення сили інерції від неврівноваженности пропеллера.

Сила T визначається за формулою:

$$T = \frac{p}{g} \frac{v^2_{проп}}{R_{проп}},$$

де p — неврівноважена вага пропеллера в кгр, її беруть до 0,007 кгр;

$v_{проп}$ — колова швидкість на кінці лопасти пропеллера в $\frac{метр}{сек}$

$R_{проп}$ — радіус пропеллера в метр.

Візьмім p = 0,006 кгр, тоді для нашого випадку:

$$T = \frac{0{,}006 \, . \, 1{,}64^2 \, . \, 43{,}25^2}{9{,}81 \, . \, 1{,}64} = \sim \underline{2 \text{ кгр}}$$

З одержаних чисел ми бачимо, що вага триба B, яка в данному випадкові буде дорівнювать 12—15 кгр, вага пропеллера (19,5 кгр)*) і сила інерції від неврівноваженности винта (2 кгр) мають дуже незначний вплив на напруги в валі.

Головний вплив будуть мати: момент крутіння, тиск на зубець і жіроскопичний момент.

*) До ваги пропеллера треба ще додати вагу втулки його $\sim$ 10 кг.

Тиск на зубець дасть максимальний угинаючий момент в перерізі F, рівний $M_{F\,уг} = \frac{N.CF.FD}{CD}$.

Для нашого прикладу:

$$CF = 4\ см; \quad FD = 8\ см.$$

Звідси

$$M_{F\,уг} = \frac{1288.4.8}{12} = \underline{3435\ кгр.см.}$$

Угинаючий момент від жіроскопичного моменту на участкові DE вала в усіх перерізах буде постійний і рівний 36200 кгр.см.

На вчасткові CD (між вальницями) він змінюватиметься по закону простої від 36200 кгр.см (переріз D) до нуля (переріз C).

Момент крутіння буде діять на вчасткові FE.

Крім вищеодержаних зусиль, на „носок" валу (участок DE) діятиме ще сили тяги пропеллера, що визначається за формулою:

$$P_{тяги} = \eta \frac{75\,N_e}{v_л},$$

де η — коефіціент корисної дії пропеллера береться, звичайно, в межах 0,7 — 0,75;

$v_л$ — швидкість літака в $\frac{метр}{сек}$, для нашого випадку

$$v_л = \frac{200.1000}{60.60} = \sim 55 \frac{метр}{сек}$$

Таким чином

$$P_{тяги} = 0{,}75 \cdot \frac{75.130}{55} = \underline{133\ кгр.}$$

Ця сила теж буде мати незначний вплив на підвищення напруг в валі пропеллера.

Всі одержані цифри підтверджують особливо великий вплив жіроскопичного моменту на напруги в валі пропеллера.

ЛІТЕРАТУРА, З ЯКОЇ ВЗЯТІ ДАНІ ДЛЯ ПРИКЛАДУ:

1. Юрьев Б. Н. проф.— Воздушные винты. Госмаштехиздат 1934 г.

2. Нейман И. Ш. проф.— Динамика и расчет на прочность авиационных моторов. Справочник. Ч. II. Госмаштехиздат. 1934 г.

3. Дешам и Кутцбах. Испытание, оценка и развитие авиамоторов. Справочник авиации. Т. VI, ч. I. Литогр. изд. ХАИ. 1930 г.