

СИЛИ И МОМЕНТИ, ДЕЙСТВАЩИ В ПОЛЕТ НА КОРПУСА НА ХЕЛИКОПТЕР С ВЪНШНО ПОЖАРОГАСИТЕЛНО УСТРОЙСТВО. СИЛИ И МОМЕНТИ, СЪЗДАВАНИ ОТ ОПАШНИЯ ВИНТ

Николай Загорски

*Институт за космически изследвания и технологии – Българска академия на науките
e-mail: nzagorski@space.bas.bg*

Ключови думи: Хеликоптер, уравнения на движение, опашен винт

Резюме: Настоящият материал изследва силите и моментите, действащи в полет на корпуса на хеликоптер с външно пожарогасително устройство. Описани са системите от уравнения, които показват влиянието на външните сили върху корпуса на хеликоптера и влиянието на аеродинамичните, геометрични, масови и инерционни сили и моменти. Описани са силите и моментите, създавани от опашния винт в полет на хеликоптера.

FORCES AND MOMENTS ACTING IN FLIGHT ON THE BODY OF A HELICOPTER WITH AN EXTERNAL FIRE-EXTINGUISHING DEVICE. FORCES AND MOMENTS PRODUCED BY THE TAIL PROPELLER

Nikolay Zagorski

*Space Research and Technology Institute – Bulgarian Academy of Sciences
e-mail: nzagorski@space.bas.bg*

Keywords: Helicopter, equations of motion, tail propeller

Abstract: The present paper investigates the forces and moments acting in flight on the hull of a helicopter with an external fire-extinguishing device. Systems of equations are described that show the influence of external forces on the helicopter body and the influence of aerodynamic, geometric, mass and inertial forces and moments. The forces and moments produced by the tail rotor in helicopter flight are described.

Въведение

През последните години все повече нараства ролята на хеликоптерите: за гасене на пожари в труднодостъпни планински горски масиви; за операции по търсене и спасяване на хора, търпящи бедствие; за медицинска евакуация и др. Настъпващите промени в климата в световен мащаб и постоянно увеличаване на средните температури и засушаване, особено през летните месеци, увеличава количеството и мащабите на горските пожари, особено в планинските и труднодостъпни райони. Зимно време при операции за търсене и спасяване в планинските курорти на развитите западни държави хеликоптери се използват за превоз на спасителни екипи от планински спасители в близост до търпящи бедствие скиори. В такива случаи спасителното оборудване- моторни шейни и др. друго имущество, се превозва като външен товар, закачен в мрежи под корпуса на хеликоптера.

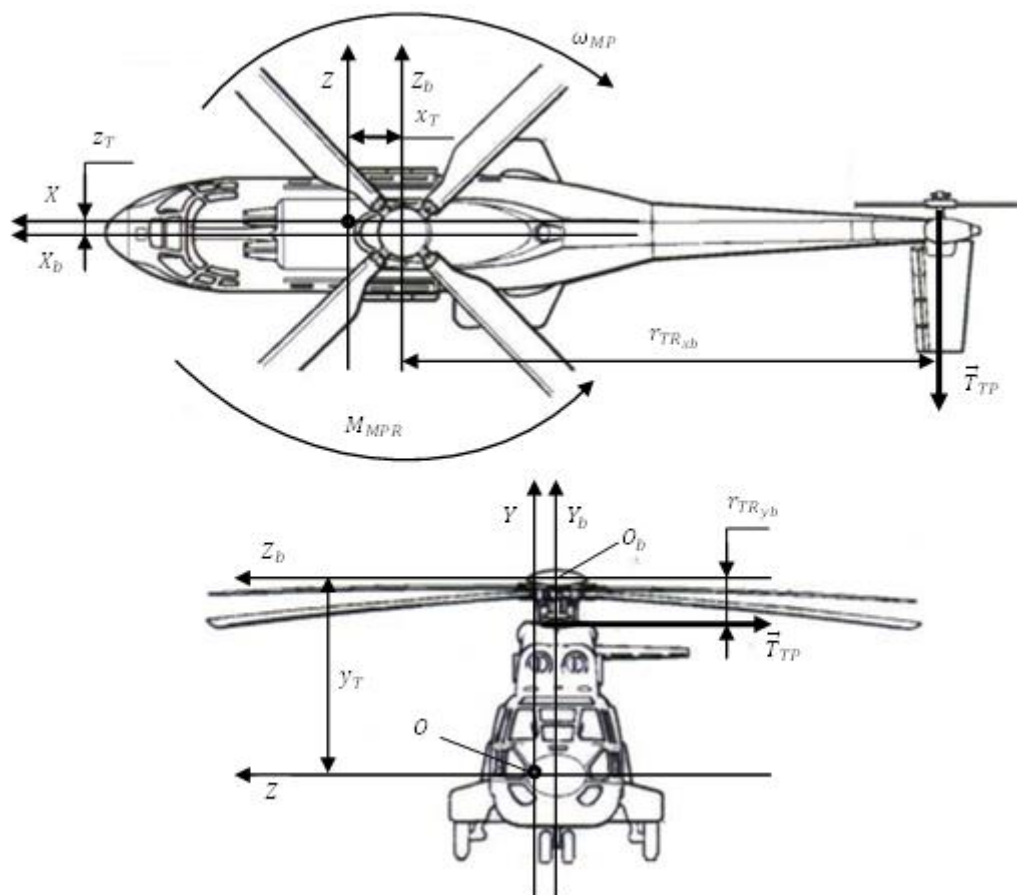
За гасене на пожари в големите по площ държави с развита авиация, такива, като САЩ, Русия, Австралия, Испания и др., се използват специално пригодени за целта самолети: C-130 Hercules, летящи самолети-амфибии: Canadair CL-215 (Scooper), Be-200 Altair и др.

В малките по територии държави за гасене на пожарите основно се използват хеликоптери. Във Военновъздушните сили на Република България в летателна експлоатация се намират Ми-17 и AS 532 AL Cougar, които активно се използват за пожарогасителни дейности.

Горските пожари в планинските местности, достъпът до които е затруднен по обективни причини за сухопътна техника за пожарогасене, обикновено се обработват от въздуха с пожарогасителни устройства от типа „bambi bucket“. Вертолетите Ми-17 се използва с пожарогасително устройство „BB5566“, а хеликоптери AS 532 AL Cougar – с „BB4453“. В този случай на използване на окачен съд с вода, силно влияние върху динамиката на полета на хеликоптера и неговата управляемост оказва външния товар. Това в особена степен се забелязва в планините, където съществуват силни низходящи струйни течения, локални завихряния и други подобни явления.

Сили и моменти, създавани от опашния винт

При хеликоптерите с конструктивна схема с един носещ винт, опашният винт служи за компенсация на реактивния момент \vec{M}_{MP} , създаван от носещия винт, както и за осигуряване на попътна устойчивост и управляемост. Опашният винт конструктивно се поставя в края на опашната греда на значително разстояние от вала на носещия винт. С това се осигурява голямо рамо на тягата \vec{T}_{TP} , която създава опашния винт, спрямо центъра на масите на хеликоптера. Допълнителен положителен ефект от това голямо разстояние е намаляване на интерференцията между носещия винт и опашния винт (Фиг. 1).



Фиг. 1. Схема на уравновесяване на реактивния момент от носещия винт с момента от тягата на опашния винт

На повечето типове хеликоптери опашният винт е тласкащ въздуха, като е конструиран да бъде в края на опашната греда отдясно по посока на полета. По този начин не се допуска натоварване на опашната греда с пулсиращ поток на изтласкван въздух от лопатите на опашния винт [2, 10]. Освен това, ако лопатите на опашния винт се намират отляво (по посока на полета), ще се увеличат загубите от тягата на опашния винт, свързани с обдухването на опашната греда.

Опашният винт се задвижва от двигателите на хеликоптера през трансмисия. Като правило, лопатите на опашния винт имат осеви и хоризонтални шарнири. Изменението на тягата на опашния винт за управление на хеликоптера по рискание се извършва чрез изменение на ъгъла на поставяне на лопатите φ_{TP} (обща стъпка на опашния винт) при автоматично стабилизиране на ъгловата скорост на въртене ω_{TP} на опашното витло. Автоматичната

стабилизация на ω_{TP} се осъществява със същите средства, както и стабилизацията на ω_{MP} , доколкото опасния винт и носещия винт са кинематично свързани един с друг с помощта на трансмисията. Управлението на общата стъпка на опасния винт се осъществява от екипажа, както и по команди от автопилота на хеликоптера.

При зададени и постоянни аеродинамични, геометрични, масови и инерционни характеристики на лопатите, тягата на опасния винт, освен от ъгловата скорост на въртене ω_{TP} и общата стъпка φ_{TP} , зависи от стойността и направлението на въздушната скорост \vec{V}_a , както и от ъгловите скорости по рискание $\vec{\omega}_y$ и по крен $\vec{\omega}_x$. Енергични странични премествания, силен страничен вятър, енергични завой (особено по рискание) могат да доведат до значително намаляване на тягата на опасния винт. Така например, при вятър отляво се намаляват ъглите на атака на лопатите, а при вятър отдясно- част от индуктивния поток, изтласкван от опасния винт, се включва в циркулационното движение. Този процес може да се задълбочи и да се изпадне в т.нар. „режим вихров кръг“, при който въздухът престава да се отблъсква от опасния винт и необходимата за компенсация на аеродинамичната сила не се образува.

Скаларните уравнения за проекциите на силата \vec{T}_{TP} по осите на свързаната координатна система имат вида:

$$(1) \quad \begin{cases} T_{TRx} = 0; \\ T_{TRy} = 0; \\ T_{TRz} = -T_{TPz}(\omega_{TP}, \varphi_{TP}, V_{ax}, V_{ay}, V_{az}, \omega_x, \omega_y), \end{cases}$$

където: $T_{TPz}(\omega_{TP}, \varphi_{TP}, V_{ax}, V_{ay}, V_{az}, \omega_x, \omega_y)$ е многомерен масив от данни, който определя зависимостта на тягата на опасния винт от стойностите на променящите се параметри в полет [1,2].

В някои издания също така могат да се намерят аналитични зависимости за приблизително определяне на тягата на опасния винт [1, 11], като някъде са отчетени и загубите на тяга при интерференцията с опасната греда. В литературата могат да бъдат намерени данни както за тласкащ опасен винт, така и за теглец винт.

Проекцията на вектор \vec{T}_{TP} по осите на нормалната координатна система има вида:

$$(2) \quad \begin{cases} T_{TPxg} = -T_{TP}(\sin \psi \cdot \cos \gamma + \cos \psi \cdot \sin \vartheta \cdot \sin \gamma); \\ T_{TPyg} = T_{TP} \cdot \cos \vartheta \cdot \sin \gamma; \\ T_{TPzg} = -T_{TP}(\cos \psi \cdot \cos \gamma - \sin \psi \cdot \sin \vartheta \cdot \sin \gamma). \end{cases}$$

Както и при определяне на моментите, създавани от носещия винт, така и при изследване на моментите, които създава опасния винт, трябва да се отчетат не само моментите от действието на тягата \vec{T}_{TP} , но и реактивния момент \vec{M}_{TP} , който се определя аналогично, както и при носещия винт. При това обаче трябва да се отчете посоката на въртене на опасния винт. На повечето типове хеликоптери опасния винт се върти по такъв начин, че в долно положение лопатите се движат по посока на полета. При такова движение нараства ефективността на опасния винт, а загубата на тяга при страничен вятър е значително по-малка, отколкото при въртене в обратна посока. Този ефект е в резултат на взаимодействието на индуктивния поток с висока скорост, който се изтласква от носещия винт и обтича лопатите на опасния винт, намиращи се в долно положение. При движение на лопатите на опасния винт срещу този поток възниква аеродинамична сила с по-голяма стойност, отколкото аеродинамичната сила на лопатите на опасния винт при въртене в обратна посока. Поради тази причина, при равни други условия тягата на опасния винт ще е по-голяма в първия случай.

Системата уравнения на моментите, възникващи от действието на опасния винт, спрямо осите на свързаната координатна система, може да бъде записана по следния начин:

$$(3) \quad \begin{cases} M_{TPx} = -M_{TP}(r_{TPyb} - y_T); \\ M_{TPy} = M_{TP}(r_{TPxb} - x_T); \\ M_{TPz} = -M_{RTP}, \end{cases}$$

където: r_{TPxb} , r_{TPyb} – рамена на тягата на опасния винт в базовата координатна система. Знакът „минус“ пред реактивния момент на опасния винт M_{RTP} показва, че в долно положение лопатите на опасния винт се движат в посока на полета.

Аеродинамични сили и моменти, действащи на корпуса на хеликоптера

Корпусът на хеликоптера, заедно с носещата система и системата за компенсация на реактивния момент, определят вида и компоновката на хеликоптера. Аеродинамичните форми и компоновката на корпуса при различните типове хеликоптери са достатъчно разнообразни като технически решения. Те зависят от предназначението на хеликоптера, от схемата му и от експлоатационните особености, като от своя страна оказват съществено влияние върху аеродинамичното съвършенство на хеликоптера. Корпусът на хеликоптера се състои от следните основни съставни части: фюзелаж, хоризонтална плоскост, вертикална плоскост (кил) и гондолите на двигателите.

Фюзелажът на хеликоптера е предназначен за разполагане на кабината на екипажа, на полезния товар, на различни функционални системи, други необходимо оборудване, енергетичната установка (двигатели, редуктор), гориво, масла. Към него се закрепва колесникът, носещия винт, опашния винт, т.е. фюзелажът представлява конструктивната платформа на хеликоптера. От аеродинамична гледна точка фюзелажът на хеликоптера представлява несиметрично обтекаемо тяло, което се обтича от насрещния (по полета) поток от въздух при различни ъгли на атака α и на плъзгане β . Фюзелажът на хеликоптерите с един носещ винт има опашна греда, на която са разположени опашният (стабилизиращ) винт, хоризонталния стабилизатор и вертикалният кил.

Хоризонталният стабилизатор е предназначен за подобряване характеристиките на надлъжна устойчивост и управляемост на хеликоптера. Конструктивно той се поставя в края на опашната греда за да създава най-голямо рамо на аеродинамичната сила, приложена към него. Другата му значима функция е да намалява вредното влияние на индуктивния поток въздух от носещия винт, отразяващо се най-вече в загубата на тяга от носещия винт.

Вертикалният кил е предназначен за подобряване на характеристиките на попътната устойчивост. По конструктивни съображения формата на кила е стреловидна. На големи скорости на полета килът разтоварва опашния винт, благодарение на което се увеличава запасът по управление в канала на рискание.

Корпусът на хеликоптера може да има крило, което при големи скорости на полета ще разтоварва носещия винт, благодарение на което може да се постигне увеличаване на максималната хоризонтална скорост. Но такова крило се прилага рядко, защото на малки скорости на полета и при режим „Висене“ намалява ефективността на носещия винт при обдухване на корпуса.

В тази връзка, векторът на аеродинамичната сила, действащ на корпуса на хеликоптера, може да бъде представен като сума от векторите на следните сили:

$$(4) \quad \vec{R}_A = \vec{R}_F + \vec{R}_{hst} + \vec{R}_{ke} + \vec{R}_{ib},$$

където: \vec{R}_F , \vec{R}_{hst} , \vec{R}_{ke} – сили, съответно- от корпуса, от хоризонталния стабилизатор и от кила (вертикалният стабилизатор); \vec{R}_{ib} – сила от обдухването от индуктивния поток въздух от носещия винт.

Аеродинамичният момент на корпуса на хеликоптера представлява сума от моментите:

$$(5) \quad \vec{M}_A = \vec{M}_F + \vec{M}_{hst} + \vec{M}_{ke} + \vec{M}_{ib},$$

където: \vec{M}_F , \vec{M}_{hst} , \vec{M}_{ke} – аеродинамичните моменти, съответно- от корпуса, от хоризонталния стабилизатор и от кила; \vec{M}_{ib} – момент, предизвикан от обдухването с индуктивен поток въздух от носещия винт.

Както е известно от аеродинамиката [1, 5], общият вид на формулата за изчисляване на аеродинамичната сила има следната форма:

$$(6) \quad R_A = c_R \frac{\rho V_a^2}{2} S,$$

където: c_R – коефициент на аеродинамичната сила; ρ – плътност на въздуха на височината на полета; V_a – скорост на насрещния поток въздух; S – характерна площ.

Аеродинамичният момент може да бъде изчислен [2, 6] като:

$$(7) \quad M_A = m_A \frac{\rho V_a^2}{2} S \cdot l,$$

където: m_A – коефициент на аеродинамичния момент; l – характерен линеен размер.

Проекциите на аеродинамичната сила от корпуса по осите на скоростната координатна система $OX_a Y_a Z_a$ на хеликоптера могат да се запишат:

$$(8) \quad \begin{cases} X_{aF} = c_{xaF} \frac{\rho V_a^2}{2} S; \\ Y_{aF} = c_{yaF} \frac{\rho V_a^2}{2} S; \\ Z_{aF} = c_{zaF} \frac{\rho V_a^2}{2} S, \end{cases}$$

където: X_{aF} , Y_{aF} , Z_{aF} – съответно, сила на челното съпротивление, подезната сила, странична сила на корпуса; c_{xaF} , c_{yaF} , c_{zaF} – коефициенти на силите, съответно, на X_{aF} , Y_{aF} , Z_{aF} . Тези коефициенти са функция на ъгъла на атака α и на плъзгане β на корпуса. Обикновено се представят в таблици, във вид на двумерни масиви от данни, получени при експерименти с обдухване на модели на корпуса в аеродинамичен тунел [2, 9].

При експерименти в аеродинамичен тунел обикновено ъгълът на атака на корпуса се измерва спрямо неговата строителна хоризонтала. Трябва да се отчита, че като правило, ъгълът на атака на хеликоптера не съвпада с ъгъла на атака на корпуса, т.е. $\alpha \neq \alpha_F$. Това е свързано с обстоятелството, че оста на вала на носещия винт има някакъв ъгъл на поставяне спрямо строителната хоризонтала на корпуса – ε_F , което означава, че и надлъжната ос на свързаната координатна система $OXYZ$ също се намира под ъгъл ε_F към строителната хоризонтала на хеликоптера [3, 4]. Тук трябва да бъде отчетен и скоса на потока $\Delta\alpha$, предизвикан от индуктивния поток въздух от носещия винт. Средните стойности на $\Delta\alpha$ могат приблизително да се определят като отношение на индуктивната скорост V_{MP} към скоростта на насрещния поток:

$$(9) \quad \Delta\alpha \approx \frac{V_{MP}}{V_a} \approx \frac{T}{2\rho F_{MP} V_a^2},$$

където: T е тягата на носещия винт; F_{MP} е площта, описвана от лопатите на носещия винт.

Като се има предвид изложеното, при изчисляване на проекциите на аеродинамичната сила на корпуса по осите на скоростната координатна система на хеликоптера $OX_a Y_a Z_a$, стойностите на ъгъла на атака и ъгъла на плъзгане трябва да бъдат отчитани в съответствие с условията:

$$(10) \quad \begin{cases} \alpha_F = \alpha + \varepsilon_F - \Delta\alpha; \\ \beta_F = \beta. \end{cases}$$

Аеродинамичните сили на корпуса, определени в скоростната координатна система на хеликоптера $OX_a Y_a Z_a$, съгласно [7, 8] ще има следните проекции в свързаната координатна система:

$$(11) \quad \begin{cases} X_F = X_{aF} \cos \alpha \cdot \cos \beta + Y_{aF} \sin \alpha - Z_{aF} \cos \alpha \cdot \sin \beta; \\ Y_F = -X_{aF} \sin \alpha \cos \beta + Y_{aF} \cos \alpha + Z_{aF} \sin \alpha \sin \beta; \\ Z_F = X_{aF} \sin \beta + Z_{aF} \cos \beta, \end{cases}$$

където: X_F , Y_F , Z_F – са, съответно, надлъжната, нормалната и напречната аеродинамична сила на корпуса.

Текущите стойности на ъглите на атака α и на плъзгане β могат да бъдат намерени по следния начин. Проекциите по осите на свързаната координатна система на вектора на скоростта на центъра на масите на хеликоптера \vec{V} се намират чрез интегриране на уравненията за движение и на скоростта на вятъра \vec{W} по същите оси. Така могат да бъдат получени проекциите на въздушната скорост V_a по осите на свързаната координатна система:

$$(12) \quad \begin{cases} V_{ax} = -V_x + W_x; \\ V_{ay} = -V_y + W_y; \\ V_{az} = -V_z + W_z. \end{cases}$$

Ъглите на атака α и на плъзгане β могат да бъдат намерени като решения на следната система от уравнения:

$$(13) \quad \begin{cases} V_{ax} = V_a \cos \alpha \cos \beta; \\ V_{ay} = -V_a \sin \alpha \cos \beta; \\ V_{az} = V_a \sin \beta, \end{cases}$$

където: $V_a = \sqrt{V_{ax}^2 + V_{ay}^2 + V_{az}^2}$.

Аеродинамичните моменти на корпуса се определят спрямо осите на свързаната координатна система:

$$(14) \quad \begin{cases} M_{F_x} = m_{F_x} \frac{\rho V_a^2}{2} S l; \\ M_{F_y} = m_{F_y} \frac{\rho V_a^2}{2} S l; \\ M_{F_z} = m_{F_z} \frac{\rho V_a^2}{2} S l, \end{cases}$$

където: M_{F_x} , M_{F_y} , M_{F_z} – са моменти, съответно, по крен, рискание и тангаж на корпуса; m_{F_x} , m_{F_y} , m_{F_z} – са коефициенти, съответно, на моментите M_{F_x} , M_{F_y} , M_{F_z} . Тези коефициенти са функция на ъглите на атака α и на плъзгане β на корпуса и, обикновено, се представят като таблици с двумерни масиви от данни, получавани при изпитвания в аеродинамичен тунел [2, 10].

Литература:

1. Абрамович, Г. Н. Прикладная газовая динамика. В 2 ч. Учеб. руководство: Для вузов. – 5е изд., перераб. и доп. – М.: Наука. Гл. ред. Физ.-мат. лит., 1991. – 304 стр. ISBN 5-02-014962-4.
2. Володко, А. М. Основы аэродинамики и динамики полета вертолетов. М.: Транспорт. 1988. 342 стр.
3. Загорски, Н., Изследване на влиянието на параметрите на външния товар на условията за равновесието му в полет, Единадесета международна научна конференция ХЕМУС 2022, 2 и 3 юни 2022 г., Пловдив, 8 стр.
4. Загорски, Н., Математически модел на полет на хеликоптер с външно пожарогасително устройство „Vambi Bucket“, Единадесета международна научна конференция ХЕМУС 2022, 2 и 3 юни 2022 г., Пловдив, 7 стр.
5. Загорски, Н., Безопасност на полета на хеликоптер с външно пожарогасително устройство от типа „Vambi Bucket“, Годишна университетска научна конференция на НВУ „Васил Левски“, Велико Търново, Сборник с доклади, стр. 1299–1308.
6. Загорски, Н., Повишаване на безопасността на полета с отчитане влиянието на външния товар върху управляемостта на хеликоптера, Годишна университетска научна конференция на НВУ „Васил Левски“, Велико Търново, Сборник с доклади, стр. 1277–1286.
7. Загорски, Н., Сили и моменти, действащи в полет на хеликоптер с външно пожарогасително устройство, Годишна международна научна конференция на ВВВУ „Г. Бенковски“ Долна Митрополия, 07.10.2022 г. Сборник с доклади. стр. 19–25.
8. Загорски, Н., Безопасност на полета на хеликоптер с външно пожарогасително устройство и влияние на параметрите на устройството на някои от балансировъчните характеристики на хеликоптера, Годишна международна научна конференция на ВВВУ „Г. Бенковски“ Долна Митрополия, Сборник доклади. стр. 26–32.
9. Загорски, Н., Отчитане на влиянието на външен товар върху управляемостта на хеликоптера за повишаване на безопасността на полета, Годишна международна научна конференция на ВВВУ „Г. Бенковски“ Долна Митрополия, Сборник доклади. стр. 33–40.
10. Cicolani, L. S. and Kanning G. Equations of Motion of Slung-Load Systems, Including Multilift Systems, NASA, 1992, NASA-TP-3280, 132 p.
11. Stuckey, R. A. Mathematical Modelling of Helicopter Slung-Load Systems, Air Operations Division Aeronautical and Maritime Research Laboratory, DSTO-TR-1257, 2001, 95 p.