ҚАЗАҚСТАН РЕСПУБЛИКАСЫНЫҢ БІЛІМ ЖӘНЕ ҒЫЛЫМ МИНИСТРЛІГІ

Ә. Бүркітбаев атындағы Өнеркәсіптік автоматтандыру және цифрлау институты

«Роботтытехника және автоматиканың техникалық құралдары» кафедрасы

Қақарова Дәния Ержанқызы

«Кеңістіктегі квадрокоптердің орналасуының басқару жүйесін әзірлеу»

ДИПЛОМДЫҚ ЖҰМЫС

5В071600 – Аспап жасау мамандығы

Алматы 2020

ҚАЗАҚСТАН РЕСПУБЛИКАСЫНЫҢ БІЛІМ ЖӘНЕ ҒЫЛЫМ МИНИСТРЛІГІ

SATBAYEV UNIVERSITY

Ә. Бүркітбаев атындағы Өнеркәсіптік автоматтандыру және цифрлау институты

«Роботтытехника және автоматиканың техникалық құралдары» кафедрасы

ҚОРҒАУҒА РҰҚСАТ
РТжАТҚ кафедра меңгерушісі
техника ғылым кандидаты

Қ.А. Ожикенов
«23» мамыр 2020 ж.

ДИПЛОМДЫҚ ЖҰМЫС

Тақырыбы: «Кеңістіктегі квадрокоптердің орналасуының басқару жүйесін әзірлеу»

5В071600 – Аспап жасау мамандығы бойынша

Орындады Қақарова Дәния

Ғылыми жетекшісі
тех.ғылым магистрі, лектор

Бигалиева Ж.С.

« 23 » мамыр 2020 ж.

Алматы 2020

ҚАЗАҚСТАН РЕСПУБЛИКАСЫНЫҢ БІЛІМ ЖӘНЕ ҒЫЛЫМ МИНИСТРЛІГІ

SATBAYEV UNIVERSITY

Ә. Бүркітбаев атындағы Өнеркәсіптік автоматтандыру және цифрлау институты

«Роботтытехника және автоматиканың техникалық құралдары» кафедрасы

5В071600 – Аспап жасау

БЕКІТЕМІН
РТжАТҚ кафедра меңгерушісі
техника ғылым кандидаты

Қ.А. Ожикенов
«23» қаңтар2020 ж.

ТАПСЫРМА
дипломдық жұмысты орындауға

Білім алушыға Қақарова Дәния Ержанқызы
Тақырыбы: Кеңістіктегі квадрокоптердің орналасуының басқару жүйесін әзірлеу
Университет ректорының бұйрығымен бекітілген №726-б «27» қантар 2020 ж.
Аяқталған жұмысты тапсыру мерзімі «15» мамыр 2020 ж.
Дипломдық жұмыстың бастапқы мәліметтері: кеңістіктегі квадрокоптерлердің орналасуының басқару жүйесін әзірлеу болып табылады, MatLab Simulink бағдарламасында басқару жүйесін құрып, зерттеу.
Дипломдық жұмыста әзірленуге жататын мәселелер тізімі:
а) Квадрокоптердің басқару жүйесін зерттеу, түсіну
б) MatLab, Simulink бағдарламасында басқару жүйесін құру, зерттеу, түсіну
в) Математикалық модельдерін құрастыру.
Графикалық материалдың тізбегі (міндетті сызбаларды дәл көрсете отырып):
13 слайд
Ұсынылатын негізгі әдебиеттер: 20 әдебиеттер тізімі

Дипломдық жобаны дайындау

КЕСТЕСІ

Бөлімдер атауы, әзірленетін сұрақтар тізбесі	Ғылыми жетекшіге ұсыну мерзімдері	Ескертпелер
Теориялық бөлім	22.01 – 15.02.2020 ж.	Орындалды
Есептеу бөлімі	22.01 – 15.02.2020 ж.	Орындалды
Бағдарламалық бөлім	15.03 – 20.04.2020 ж.	Орындалды
Зерттеу бөлімі	15.03 – 20.04.2020 ж.	Орындалды
Қорытынды бөлім	15.03 – 20.04.2020 ж.	Орындалды

Аяқталған дипломдық жобаға және оған қытысты бөлімдерінің кеңесшілері мен қалып бақылаушының

ҚОЛТАҢБАЛАРЫ

Бөлімдердің атауы	**Ғылыми жетекшілер, кеңесшілер,** **(аты-жөні, тегі, ғылыми дәрежесі, атағы)**	**Қол қойылған күні**	**Қол**
Қалып бақылаушы	Ж.С.Бигалиева, техника ғылымдары магистрі, лектор	23.05.2020 ж.	

Ғылыми жетекшісі Бигалиева Ж.С.

Тапсырманы орындауға алған білім алушы Қақарова Д.Е.

Күні «23» мамыр 2020 ж.

АҢДАТПА

Бұл дипломдық жұмыста кеңістіктегі квадрокоптерлердің орналасуының басқару жүйесін әзірлеу қарастырылған. Жұмыста жетектердің динамикасын ескеретін квадрокоптердің басқару жүйесі зерттеліп, оның компьютерлік моделі құрылды және алынған жүйенің жұмысына зерттеу жүргізілді. Жүргізілген жұмыстың нәтижелері бойынша жүйенің механикалық бөлігінің және жетектердің компьютерлік моделі математикалық модельдердегі барлық сызықтық емес жағдайларды ескере отырып модельдеуге мүмкіндік беретендігі талқыланды.

АННОТАЦИЯ

В данной дипломной работе предусмотрена разработка системы управления расположением квадрокоптеров в пространстве. В работе была изучена система управления квадрокоптами, учитывающая динамику приводов, создана его компьютерная модель и проведено исследование работы полученной системы. По результатам проведенной работы было обсуждено, что механическая часть системы и компьютерная модель приводов позволяют моделировать с учетом всех нелинейных ситуаций в математических моделях.

ABSTRACT

This thesis provides for the development of a system for controlling the location of quadrocopters in space. In this work, we studied the control system of quadrocopters that takes into account the dynamics of drives, created a computer model of it, and conducted a study of the operation of the resulting system. Based on the results of this work, it was discussed that the mechanical part of the system and the computer model of the drives can be modeled taking into account all nonlinear situations in mathematical models.

МАЗМҰНЫ

Кіріспе 9
1 Кадрокоптерлерге шолу және оны қолдану аясы 10
1.1 Квадрокоптер туралы жалпы мәліметтер 10
1.2 Квадрокоптерді қолдануы 11
2 Квадрокоптерді басқару жүйесінің математикалық моделі 12
2.1 Қолданылған координат жүйелері 12
2.2 Квадрокоптердің механикалық бөлігінің моделі 12
2.3 Бұрандалары бар квадрокоптер жетектерінің модельдері 15
2.4 Ұшу траекториясының көп өлшемді реттеуішінің құрылымдық синтезі 17
3 Квадрокоптерді басқару жүйесінің компьютерлік моделін әзірлеу 22
3.1 Simulink көпөлшемді басқару объектісінің моделі 22
3.2 Simulink жетегі моделі 23
3.3 Ұшу траекториясын реттеуіштің компьютерлік моделі 24
3.4 Квадрокоптердің басқару жүйесінің компьютерлік моделі 25
4 Негізгі жұмыс режимдерінде басқару жүйесінің жұмысын зерттеу 27
4.1 Реттегіштердің коэффициенттерін таңдау 27
4.2 Жетек динамикасының басқару жүйесінің жұмысына әсері 27
4.3 Квадрокоптердің ұшуы 28
4.4 Көлденең жазықтықта маневр жасау 29
4.5 Тік осьтің айналасында айналу 29
4.6 Қозғалыстың(орын ауыстырудың) күрделі тапсырмасы 30
5 Басқару жүйесіндегі техникалық құрылғыларына зерттеу жасау 33
5.1 Раманы таңдау 33
5.2 Қозғалтқыштар 33
5.3 Аккумуляторлы батареялар 34
5.4 Жылдамдықты реттегіштер 35
5.5 Датчиктер 35
Қорытынды
Пайдаланылған әдебиеттер тізімі
Қосымша А

КІРІСПЕ

Соңғы уақытта адам қызметінің түрлі салаларында мобильді ұшу роботтарын қолдану үлкен танымалдыққа ие. Бұл роботтардың ішіндегі ең көп тарағаны - мультикоптер.

Мультикоптер-тұрақты қадамды екі немесе одан да көп бұрандалармен жабдықталған ұшу аппараттары. Әрбір бұранда өз қозғалтқышымен қозғалысқа келтіріледі. Ұшу аппараттарының мұндай түрінің артықшылығы-бұрамалардың көп болуы есебінен жоғары маневр жасау болып табылады. Сондай-ақ, роботтардың бұл түрі тікұшақтармен салыстырғанда үнемді, өйткені бұрандалардың жартысы сағат тілімен, жартысы қарсы бұрылатындықтан, мультикоптерге артқы винті қажет емес. Квадрокоптердің ұшуы орнынан жүзеге асырылады, демек, ұшу үшін қажетті аппаратты жылдамдатуды қамтамасыз ететін қандай да бір құрылғының ұшу жолағының болуы қажет емес.

Дипломдық жұмыста объект ретінде мультикоптердің ерекше жағдайы - квадрокоптер қарастырылды. Квадрокоптер - тұрақты қадамды төрт айналмалы бұрандалармен жабдықталған ұшу аппараты. Квадрокоптердің таңдауы мультикоптердің ең көп қолданылатын түрі болып табылады.

Басқару жүйелерін құруға арналған жұмыстарда жетек динамикасының жүйесінің жалпы жұмысының әсеріне аз көңіл бөлінеді. Сондықтан ұсынылған дипломдық жұмыста жетектердің динамикасын ескеретін квадрокоптердің басқару жүйесі қарастырылды, оның компьютерлік моделі құрылды және алынған жүйенің жұмысына зерттеу жүргізілді.

1 Кадрокоптерлерге шолу және оны қолдану аясы

1.1 Квадрокоптер туралы жалпы мәліметтер

Квадрокоптердің ұшуын бақылау жерден немесе қашықтан басқару құралын пайдаланып, тапсырманы құратын оператор немесе қажетті траекторияны құрумен айналысатын ақпараттық жүйемен жүзеге асырылады. Ақпарат алмасуды радиоарналар қамтамасыз етеді. Басқару сигналдарын да, квадрокоптердегі ақпараты да осы арна арқылы жіберіледі, мысалы, ұшаққа орнатылған бейнекамерадан алынған сурет.

Оператордан немесе ақпараттық жүйеден берілетін командаларды орындау үшін, қозғалтқышты басқару сигналдарына түрлендіретін микропроцессорлық жүйе жауап береді. Сапалы басқаруды қамтамасыз ету үшін ұшу аппаратын бірқатар датчиктермен жабдықталады:

- гироскоп - тұрақты қозғалуды қамтамасыз ететіді;
- акселерометр;
- бародатчик - құрылғыны қажетті биіктікте бекітуге мүмкіндік береді;
- ультрадыбыстық датчиктер - төмен биіктікте маневр жасауға немесе кедергілерді айналып өтуге арналған;
- GPS-қабылдағыш - құрылғының ұшу траекториясын бақылауға мүмкіндік береді.

Қазіргі заманғы мультикоптерлер коллекторсыз электрқозғалтқыштары мен литий-полимерлі аккумуляторларды энергия көзі ретінде пайдаланады. Бұл олардың ұшу сипаттамаларына белгілі бір шектеулер қояды: әдеттегі мультикоптардың салмағы 1 ден 4 кг-ға дейін, ұшу уақыты 10-нан 30 минутқа дейін. Сондай-ақ жетектер негізінде іштен жану қозғалтқыштарын қолданылуы мүмкін. Олар сондай-ақ шағын, салмағы аз. Бірақ электр энергиясының орнына жылу энергиясын қолданудың арқасында олардың ұшу уақыты едәуір артады. Орташа өлшемдегі және жүк көтергіштігі бар мультикоптерлік модельдердің жүк көтергіштігі 500 г-дан 3 кг-ға дейін, бұл ауаға шағын фото немесе бейнекамераны көтеруге мүмкіндік береді. Ауада 20-30 кг-ға дейін жүк көтеруге қабілетті, 6-8 роторы бар мультикоптердің айтарлықтай ірі үлгілері бар. Мультикоптерлер жылдамдығы 100 км/сағ-қа дейін ұшуға қабілетті. Квадкоптердің ұшу ұзақтығы батареяның қызмет ету мерзімімен шектеледі, сондықтан оларды әдетте фото-видео түсіру үшін пайдаланады.

1.2 Квадрокоптерді қолдануы

Квадрокоптердің ұшу ауқымын шектейтін негізгі фактор - батареяның сыйымдылығы. Сондықтан квадрокоптердің орындайтын негізгі міндеттері - алыс емес нысандар мен аумақтарды бақылау болып табылады.

Мысал ретінде DJI өндірушісінің квадкоптерлерін келтіруге болады. Phantom 4 моделі өзін статикалық және қозғалмалы нысандарды бейне жазбаға жазуға арналған әмбебап құрылғы ретінде көрсетті (1.1 сурет).

1.1 сурет - Phantom 4 квадкоптерінің сыртқы көрінісі

Квадрокоптерді басқару арнайы пульттің көмегімен жүзеге асырылады, оған арнайы бағдарламалық жасақтама орнатылған планшет қосылады. Ақпарат алмасу радиоарна арқылы жүргізіледі. Ерекшеліктердің арасында екі сонарды атап өтуге болады, оның бірі - бірқалыпты ұшып көтерілу мен қонуды жүзеге асыру үшін төмен бағытталған сонар, сондай-ақ, екіншісі - кедергілер мен соқтығысудың алдын алатын квадрокоптердің бет жағында орналасқан сонар.

Бұл квадрокоптер позициялау режимінде жұмыс істей алады, оператор квадрокоптердің жылжуы керек болатын координаттарды орнатқан кезде, сонымен қатар бақылау режимінде, квадрокоптер камерадан алынған кескіннен объектіні таңдап, оның соңынан қозғалады. Қазіргі уақытта квадрокоптердің құны шамамен 80 000 тенгені құрайды.

2 Квадрокоптерді басқару жүйесінің математикалық моделі

2.1 Қолданылған координат жүйелері

Квадрокоптердің кинематикасы мен динамикасын математикалық тұрғыда сипаттау үшін келесі координаттар жүйелері қолданылады:

- Бастапқы координаттар жүйесі ($O_S\ X_S\ \ Y_S\ Z_S$) - квадрокоптердің ұшу нүктесінде (БКЖ) орналасқан тұрақты координаттар жүйесі.
- Қалыпты координаттар жүйесі ($O_G\ X_G\ \ Y_G\ Z_G$) - басы квадрокоптердің (ҚКЖ) массасының ортасында орналасқан қозғалмалы, айналмайтын координаттар жүйесі.
- Негізгі координаттар жүйесі ($O_B\ X_B\ \ Y_B\ Z_B$) – қозғалмалы, айналмалы координаттар жүйесі. ҚКЖ-не қатысты базалық координаттар жүйесінің орналасуы үш Эйлер бұрышымен анықталады: φ, θ, ψ (НКЖ).

Орнынан ұшып көтерілуіне қатысты үш өлшемді кеңістіктегі квадрокоптердің масса центрінің орналасуы x, y, z декарттық координаттармен анықталады.

Квадрокоптердің кеңістіктегі бағдары келесі үш Эйлер бұрыштары - φ, θ, ψ арқылы анықталады.

Орам (φ-крен) – бойлық осынің айналасынды объектінің бұрылуы. Өзінің классикалық тұжырымдамасында крен ± 90 ° -қа тең тангажбен анықталмайды.

Тангаж (θ) –инерцияның негізгі (горизонталь) көлденең осіне қатысты ұшу аппаратының бұрыштық орналасуы. Тангаж бұрышы- ұшақтың бойлық осі мен көлденең жазықтық арасындағы бұрыш. Оң тангаж, бұрыштың ұлғаюы - *кабрирлеу*. Теріс тангаж, бұрышын азайту-*пикирлеу*.

Рыскание (ψ) - тік оське қатысты ұшу аппаратының бұрыштық қозғалысы, сондай-ақ бағыттың оңға немесе солға аздаған өзгерісі.

2.2 Квадрокоптердің механикалық бөлігінің моделі

Квадрокоптердің математикалық моделі – ұшу аппараттарының кеңістіктегі орнын оның қозғағыштары жасаған тік күштерге қатысты сипаттайтын дифференциалдық теңдеулер жүйесі. (2.1 формуласын қараңыз).

$$(\ddot{x}_k, \ddot{y}_k, \ddot{z}_k, \varphi, \theta, \psi) = f(F_1, F_2, F_3, F_4, M_1, M_2, M_3, M_4) \qquad (2.1)$$

$\ddot{x}_k, \ddot{y}_k, \ddot{z}_k$ -сәйкес осьтерге қатысты квадрокоптердің массасының центрінің үдеуі;

φ, θ, ψ -квадрокоптердің кеңістіктегі бағдарын сипаттайтын бұрыштар;

F_1, F_2, F_3, F_4 -тиісті қозғалтқыштармен жасалған тарту күштері.

Квадрокоптердің массасы центрінің қозғалыс динамикасы үш дифференциалдық теңдеулердің көмегімен сипатталады (2.2 формуланы қараңыз).

$$\begin{aligned} m_k \ddot{x}_k &= F^T_{X_G} \\ m_k \ddot{y}_k &= F^T_{Y_G} \\ m_k \ddot{z}_k &= F^T_{Z_G} - m_k g \end{aligned} \tag{2.2}$$

m_k - квадрокоптер массасы;

g - еркін түсу үдеуі;

$F^T_{X_G}, F^T_{Y_G}, F^T_{Z_G}$ - қозғалтқыштардың проекциясы бойынша әзірленген сәйкес осьтердегі күштердің қосындысы.

Жоғарыда айтылғандай, Эйлер бұрыштары масса центрі айналасында квадкоптердің айналу кинематикасын сипаттау үшін қолданылады. Олар әрбір осьтің айналасындағы координаталардың қалыпты жүйесіне қатысты координаталардың базалық жүйесінің тізбектей айналуы нәтижесінде пайда болады. Бұл жағдайда қатарынан үш айналым орындалады:

- OZ тік осіне қатысты ψ бұрышта;
- OY негізгі көлденең осіне қатысты θ бұрышта;
- OX бойлық осінің айналасында φ бұрышта.

Квадрокоптердің масса центрі айналасындағы қозғалысының кинематикасы, квадрокоптердің бұрыштық жылдамдық векторының ($\omega_{X_B}\ \omega_{Y_B}\ \omega_{Z_B}$) осьтерін ($\dot{\varphi}\ \dot{\theta}\ \dot{\psi}$) проекциялау арқылы алынған үш теңдеумен сипатталады (2.3 формуланы қараңыз).

$$\begin{pmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \sin\varphi\tan\theta & -\cos\varphi\tan\theta \\ 0 & \cos\varphi & \sin\varphi \\ 0 & -\dfrac{\sin\varphi}{\cos\theta} & \dfrac{\cos\varphi}{\cos\theta} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \omega_{X_B} \\ \omega_{Y_B} \\ \omega_{Z_B} \end{pmatrix} \tag{2.3}$$

$\omega_{X_B}, \omega_{Y_B}, \omega_{Z_B}$ - квадрокоптердің бұрыштық жылдамдығы;

φ, θ, ψ − кеңістіктегі квадрокоптердің бағдарын сипаттайтын бұрыштар;

Масса центрінің айналасындағы квадрокотердің қозғалысының динамикасын үш дифференциалдық теңдеумен сипатталады (2.4 формуласын қараңыз).

$$
\begin{aligned}
&J_{X_B}\dot{\omega}_{X_B} + (J_{Z_B} - J_{Y_B})\omega_{Y_B}\omega_{Z_B} = M_{X_B} \\
&J_{Y_B}\dot{\omega}_{Y_B} + (J_{X_B} - J_{Z_B})\omega_{X_B}\omega_{Z_B} = M_{Y_B} \\
&J_{Z_B}\dot{\omega}_{Z_B} + (J_{Y_B} - J_{X_B})\omega_{X_B}\omega_{Y_B} = M_{Z_B}
\end{aligned} \tag{2.4}
$$

$J_{X_B}, J_{Y_B}, J_{Z_B}$ - квадрокоптер инерциясының осьтік моменттері;

$M_{X_B}, M_{Y_B}, M_{Z_B}$ - квадрокоптерге әсер ететін айналмалы моменттері.

Квадрокоптерге әсер ететін моменттер төменде сипатталған үш теңдеумен анықталады (2.5 формуланы қараңыз).

$$
\begin{aligned}
&M_{X_B} = (F_4 - F_2)/r \\
&M_{Y_B} = (F_3 - F_1)/r \\
&M_{Z_B} = (M_1 + M_3) - (M_2 + M_4)
\end{aligned} \tag{2.5}
$$

F_1, F_2, F_3, F_4 - тиісті қозғалтқыштар арқылы жасалған тарту күштері;

M_1, M_2, M_3, M_4 - тиісті қозғалтқыштар арқылы жасаған айналу моменттері;

r – квадрокоптердың радиусы.

Қалыпты координаттардан базалық координаттар жүйесіне түрлендіру бұрылыс матрицасының көмегімен орындалады (2.6 формуласын қараңыз).

$$
\begin{pmatrix} X_B \\ Y_B \\ Z_B \end{pmatrix} = A(\varphi, \theta, \psi) \cdot \begin{pmatrix} X_G \\ Y_G \\ Z_G \end{pmatrix} \tag{2.6}
$$

Жоғарыда айтылғандай, айналдыру негізгі координат жүйесі (НКЖ) қалыпты координаттар жүйесіне (ҚКЖ) қатысты әр осьтің айналасында кезектесіп бұрылу арқылы жүзеге асырылады. Әрбір бұрылу векторды сәйкес бұрылу матрицасына көбейтуді білдіреді (2.7 формуланы қараңыз).

$$
A(\varphi, \theta, \psi) = A_x(\varphi) \cdot A_y(\theta) \cdot A_z(\psi) \tag{2.7}
$$

$A_x(\varphi)$ - бұрылу матрицасы OX осьтің айналасында φ бұрыш;

$A_y(\theta)$ - бұрылу айналдыру матрицасы OY осінің айналасында θ бұрышпен;

$A_z(\psi)$ - бұрылу матрицасы OZ осьтің айналасында ψ бұрышпен.

Бұрылу матрицаларының элементтерінің мәні олардың аргументтері тригонометриялық функциялар ретінде есептеледі. Координаталарды өзгерту үшін қолданылатын матрицалар төменде келтірілген (2.8-2.10 формулаларын қараңыз).

$$A_z(\psi)=\begin{pmatrix}\cos\psi & -\sin\psi & 0\\ \sin\psi & \cos\psi & 0\\ 0 & 0 & 1\end{pmatrix} \tag{2.8}$$

$$A_y(\theta)=\begin{pmatrix}\cos\gamma & 0 & \sin\gamma\\ 0 & 1 & 0\\ -\sin\gamma & 0 & \cos\gamma\end{pmatrix} \tag{2.9}$$

$$A_x(\varphi)=\begin{pmatrix}1 & 0 & 0\\ 0 & \cos\theta & -\sin\theta\\ 0 & \sin\theta & \cos\theta\end{pmatrix} \tag{2.10}$$

Кері түрлендіру кері матрицаны табуды талап етеді. Бұл қалыпты координаталар жүйесінің осіне жалпы векторды проекциялау үшін қажет (2.11 формуланы қараңыз).

$$\begin{pmatrix}F^T_{X_G}\\ F^T_{Y_G}\\ F^T_{Z_G}\end{pmatrix}=A^{-1}(\psi,\gamma,\theta)\begin{pmatrix}0\\ 0\\ F^T_{Z_G}\end{pmatrix} \tag{2.11}$$

Базалық координаталар жүйесіндегі тарту векторы тігінен жоғары бағытталған және барлық қозғалтқыштар жасаған күштердің қосындысына тең. Нәтижесінде қозғалтқыштардың жалпы векторының қалыпты координаталар жүйесінің осіне проекциясын аламыз (2.12 формуласын қараңыз).

$$\begin{aligned}F^T_{X_G}&=(\cos\varphi\cdot\sin\theta\cdot\cos\psi+\sin\varphi\cdot\sin\psi)\cdot F^T_{Z_B}\\ F^T_{Y_G}&=(\cos\varphi\cdot\sin\theta\cdot\sin\psi-\sin\varphi\cdot\cos\psi)\cdot F^T_{Z_B}\\ F^T_{Z_G}&=\cos\varphi\cdot\cos\theta\cdot F^T_{Z_B}\end{aligned} \tag{2.12}$$

2.3 Бұрандалары бар квадрокоптер жетектерінің модельдері

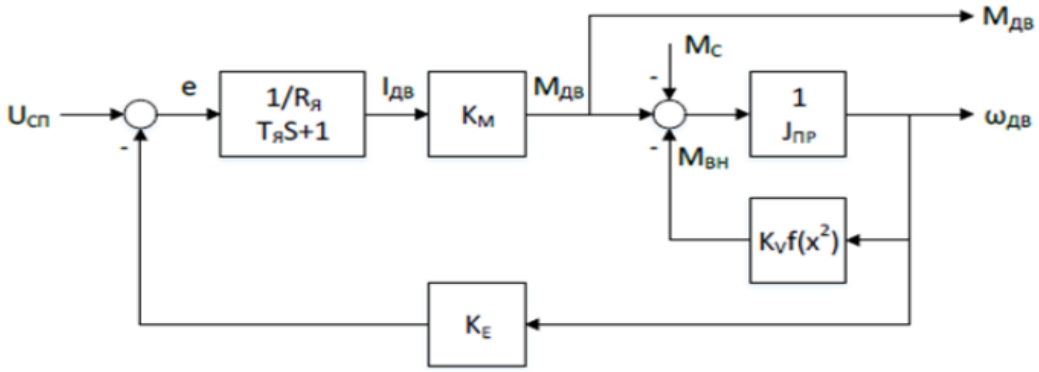
Қолданылатын қозғалтқыштар ретінде тұрақты ток қозғалтқышының моделінің жұмысы қарастырылады (2.1 сурет). Модель желдету жүктемесінің болуынан туындаған сызықсыздықты ескереді. Бұл жүктің шамасы бұрыштық жылдамдықтың квадратына пропорционал (2.13 формуланы қараңыз).

$$M_{BH}=K_v\omega^2_{KБ} \tag{2.13}$$

$\omega_{KБ}$-қозғалтқыш білігінің бұрыштық жылдамдығы;

K_v - пропорционалдылық коэффициенті.

Модельдің кірісі - жылдамдықты басқару циклына кіретін қуат түрлендіргіштің кернеуі, сонымен қатар сыртқы жүктеме моменті. Шығу мотор білігінің бұрыштық жылдамдығы және дамытылған динамикалық моменті болып табылады.



2.1 сурет - Тұрақты электр қозғалтқышының блок-схемасы

$R_я$- қозғалтқыш орамаларының белсенді кедергісі;

$T_я$- қозғалтқыштың уақыт тұрақтысы;

K_M-қозғалтқыш орамындағы токтың байланыс коэффициенті және біліктегі момент;

K_E-білік жылдамдығының байланыс коэффициенті және ЭҚК;

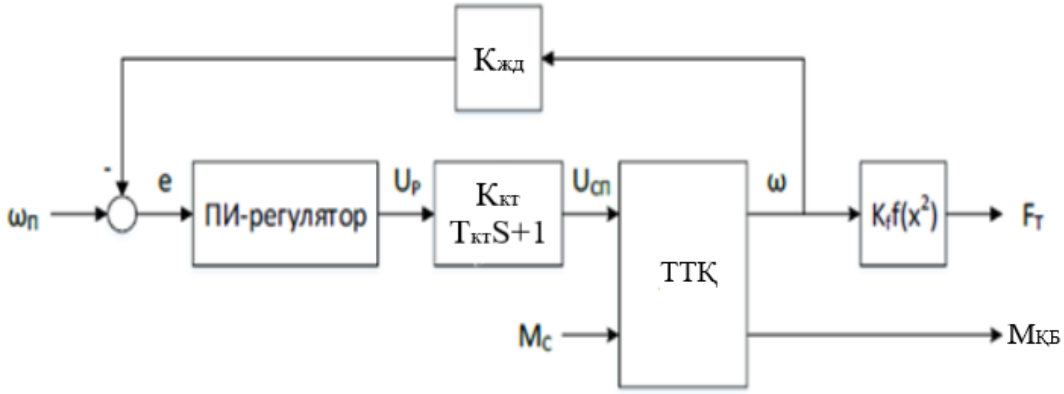
$J_{пр}$-бұранданы есепке ала отырып жетек инерциясының берілген момент.

Тұрақты ток қозғалтқышы тұрақты ток жетегінің жылдамдығын реттеу контурына кіреді (2.2 сурет). Модельдің шығысы қозғалтқыш жасаған күш (2.14 формуласын қараңыз) және біліктің динамикалық моменті. Таралу сонымен қатар бұрыштық жылдамдықтың квадратына пропорционал. Реттеуші ретінде пропорционалды-интегралды реттегіш қолданылады.

$$F_T = K_f \omega_{КБ}^2 \qquad (2.14)$$

K_f - пропорционалдылық коэффициенті.

Нәтижесінде реттеу бұрыштық жылдамдық бойынша жүзеге асырылатын тұрақты ток жетегінің математикалық моделі алынды. Модель сызықсыз.

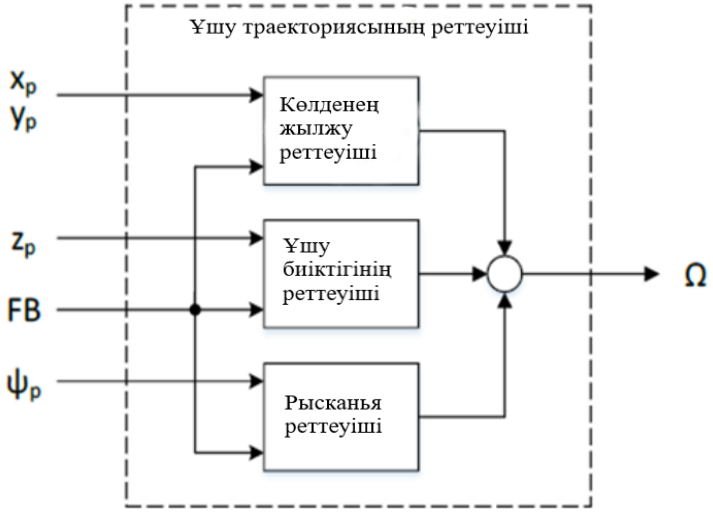


2.2 сурет - Жетектің құрылымдық сұлбасы

$K_{КТ}$ - күштік түрлендіргіштің күшейту коэффициенті;
$T_{КТ}$ - күштік түрлендіргіштің уақыт тұрақтысы;
$K_{ЖД}$ - жылдамдық датчигінің берілу коэффициенті;
ТТҚ - тұрақты ток қозғалтқышы.

2.4 Ұшу траекториясының көп өлшемді реттеуішінің құрылымдық синтезі

Ұшу траекториясының реттеуіші үш тәуелсіз реттеуіштен тұрады: көлденең орын ауыстырулар, ұшу биіктіктері, рысканья, олардың әрқайсысы жетек жылдамдығының өзінің жеке векторын қалыптастырады (2.3 сурет). Нәтижесінде барлық үш векторлар қосылып, бұрыштық жылдамдық есептерінің Ω векторы алынды. Басқару сигналдары ретінде контроллер үш өлшемді кеңістіктегі квадрокоптердің орналасуын, сонымен қатар тік ось-рысканьенің айналасындағы бұрыштық позициясын анықтайтын үш декарттық координаттарды алады.



2.3 сурет- Ұшу траекториясының реттеуішінің құрылымдық схемасы

x_p, y_p, z_p - қалыпты координаталар жүйесінің осінде проекциялаудың ұшудың бағдарламалық траекториясын;

FB - кері байланыс датчигіндегі сигнал векторы;

Ω - бұрыштық жылдамдықтың анықтамалық векторы.

Кері байланыс векторы декарттық координаттардағы квадрокоптердің масса центрінің орнын және олардың алғашқы екі туындысын, сонымен қатар үш Эйлер бұрышын қамтиды. Осы мәліметтерге сүйене отырып, реттегіш жетектердің айналу жылдамдығының тапсырмаларын қалыптастырады.

Қорытынды сигнал векторы әр каналдан бақылау сигналдарының қосындысының нәтижесінде алынады (2.15 формуланы қараңыз). Біз үш реттеушінің әрқайсысын толығырақ қарастырайық.

$$\Omega = \Omega_{xy} + \Omega_z + \Omega_\psi \tag{2.15}$$

Ω_{xy} - көлденең қозғалыстардың арна жылдамдығын орнатуға арналған вектор;

Ω_z - биіктік каналының жылдамдық векторы;

Ω_ψ - рысканья арнасының жылдамдығының векторы.

Көлденең қозғалыстарды реттегіштер. Координаталардың әрқайсысы (x, y) өздігінен реттегішпен басқарылады. Реттегіштердің шығуы $\Delta\omega_x$ және $\Delta\omega_y$ сигналдары болып табылады. Бірге олар көлденең жылжу арнасының басқару векторын құрайды (2.16 формуласын қараңыз).

$$\Omega_{xy} = (-\Delta\omega_x \;\; \Delta\omega_y \;\; \Delta\omega_x \;\; -\Delta\omega_y)^T \tag{2.16}$$

$\Delta\omega_x$ - x осі бойымен сигналдың өсуі;

$\Delta\omega_y$ - y осі бойымен сигналдың өсуі;

Ұшу биіктігін реттегіш. Контроллердің шығысы - ω_z сигнал, ол жылдамдықты орнатуға арналған векторды құрайды (2.17 формуланы қараңыз).

$$\Omega_z = (\Delta\omega_z \;\; \Delta\omega_z \;\; \Delta\omega_z \;\; \Delta\omega_z)^T \tag{2.17}$$

ω_z - жетек жылдамдығының векторы.

Рысканья бұрышының реттеуіші. $\Delta\omega_\psi$ шығыс сигналы, ол жетек жылдамдығының векторына түрлендіріледі (2.18 формуласын қараңыз).

$$\Omega_\psi = (\Delta\omega_\psi \;\; -\Delta\omega_\psi \;\; \Delta\omega_\psi \;\; -\Delta\omega_\psi)^T \tag{2.18}$$

$\Delta\omega_{\psi}$ - бұрылысты жүзеге асыру үшін қозғалтқыштардың жылдамдық сигналының өсуі.

Реттеуіштердің құрылымын синтездеу квадрокоптердің механикалық бөлігінің линеаризацияланған модельдері бойынша жүргізілді. Линеаризация квадрокоптердің ауада ұшып тұруын қамтамасыз ететін жылдамдық маңайында жүргізілді.

$$\omega_0 = \frac{1}{2}\sqrt{\frac{m_k g}{K_f}} \tag{2.19}$$

ω_0 - квадрокоптердің ауада ұшып тұруын қамтамасыз ететін жетектердің бұрыштық жылдамдығы;

m_k - квадрокоптер массасы;

g - ауырлық күшінің үдеуі;

K_f - пропорционалдылық коэффициенті.

Линеаризацияны ескере отырып, желдету жүктемесінің моменті қозғалтқыштардың бұрыштық жылдамдығына пропорционалды түрде ұсынуға болады (2.20 формуласын қараңыз).

$$M_{ВН} = K_v \omega_{ДВ}^2 \sim K_{ВН}\omega_{ДВ} \tag{2.20}$$

$K_{ВН} = 2K_v\omega_0$ - модель линеаризация нәтижесінде алынған пропорционалды коэффициенті.

Жүргізілген линеаризациядан кейін қозғалтқыштармен дамытылатын тартымның шамасы, сондай-ақ жетектің бұрыштық жылдамдығына пропорционалды (2.21 формуласын қараңыз).

$$F_T = K_f \omega_{ДВ}^2 \sim K_T \omega_{ДВ} \tag{2.21}$$

$K_T = 2K_v\omega_0$ - модель линеаризация нәтижесінде алынған пропорционалдық коэффициенті.

Әрбір арналардың реттеуіштерінің құрылымы квадрокоптердің линеаризацияланған моделіне сәйкес таңдалады. Көлденең жылжу арнасын басқару жүйесі үш басқару контурынан тұрады (2.4 сурет). Ішкі контур квадрокоптердің көлбеу бұрыштарының біреуін басқарады: крен немесе тангаж. Осы тізбекте пропорционалды-дифференциалды контроллер қолданылады (2.22 формуласын қараңыз).

$$W_{ПД}(s) = K_П(T_Д s + 1) \tag{2.22}$$

$W_{ПД}(s)$- пропорционалды-дифференциалды реттеуіштің беріліс функциясы;

$K_П$ -пропорционалдылық коэффициенті;

$T_Д$ -дифференциялау уақытының тұрақты;

s - Лаплас операторы.

Келесі тізбек пропорционал реттеуіштің көмегімен үдеуді басқаруды жүзеге асырады (2.23 формуласын қараңыз). Сыртқы контур оператор қалыптастыратын ереже тапсырмасын өңдейді. Басқару тепе-тең дифференциалды реттеуіштің көмегімен жүзеге асырылады (2.22 формуласын қараңыз).

$$W_П(s) = K_П \tag{2.23}$$

$W_П(s)$- пропорционалды контроллердің беріліс функциясы;

$K_П$ -пропорционалдылық коэффициенті.

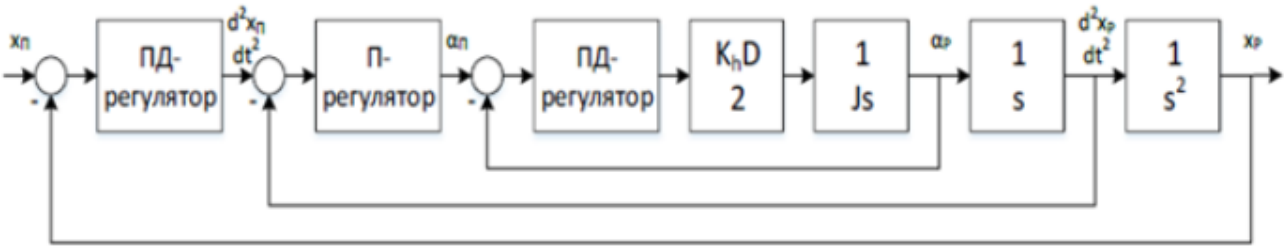
Ұшу биіктігін басқару каналы қос тізбекті құрайды (2.5 сурет). Ішкі тізбек жеделдетуді басқаруға жауап береді және интегралды реттегіш бар, ол гравитациялық үдеудің болуынан туындаған статикалық қатені нөлге дейін жеткізеді (2.24 формуласын қараңыз)

$$W_И(s) = \frac{1}{T_И s} \tag{2.24}$$

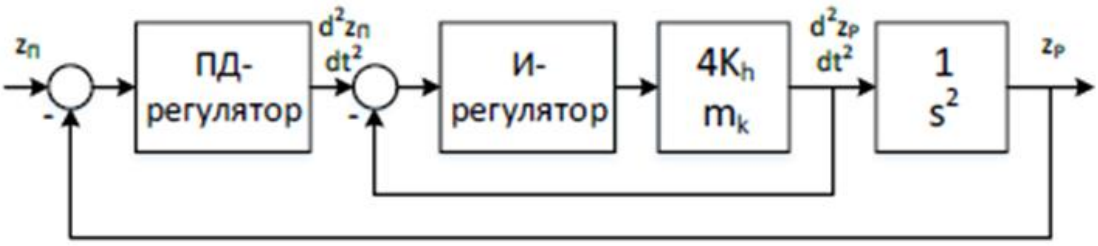
$W_И(s)$- интегралды реттеушінің беріліс функциясы;

$T_И$ - интегралдау уақытының тұрақтысы;

Оператор орнатқан биіктікті шығаруға жауап беретін сыртқы тізбекте пропорционал-дифференциалды реттеуіш бар (2.22 формуласын қараңыз).

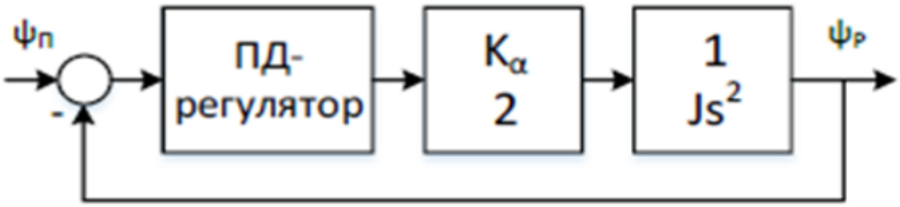


2.4 сурет - Көлденең қозғалысты басқару жүйесі



2.5 сурет - Ұшу биіктігін басқару жүйесі

Рысканья бұрышын басқару жүйесі бір контурдан тұрады (2.6 сурет). Ол оператор анықтаған бұрышты шығарады. Басқару контуры пропорционал-дифференциалды реттеуіштерден тұрады (2.22 формуласын қараңыз).



2.6 сурет - Рысканьені басқару жүйесі

Реттеуіштердің бастапқы параметрлері линеаризацияланған модельдің өтпелі және жиіліктік сипаттамаларына сүйене отырып таңдалады. Кейіннен олар сызықсыз жүйені зерттеуде түзетілді.

3 Квадрокоптерді басқару жүйесінің компьютерлік моделін әзірлеу

3.1 Simulink көпөлшемді басқару объектісінің моделі

Квадрокоптердің механикалық бөлігінің компьютерлік моделін төрт блокқа бөлуге болады (3.1 сурет):

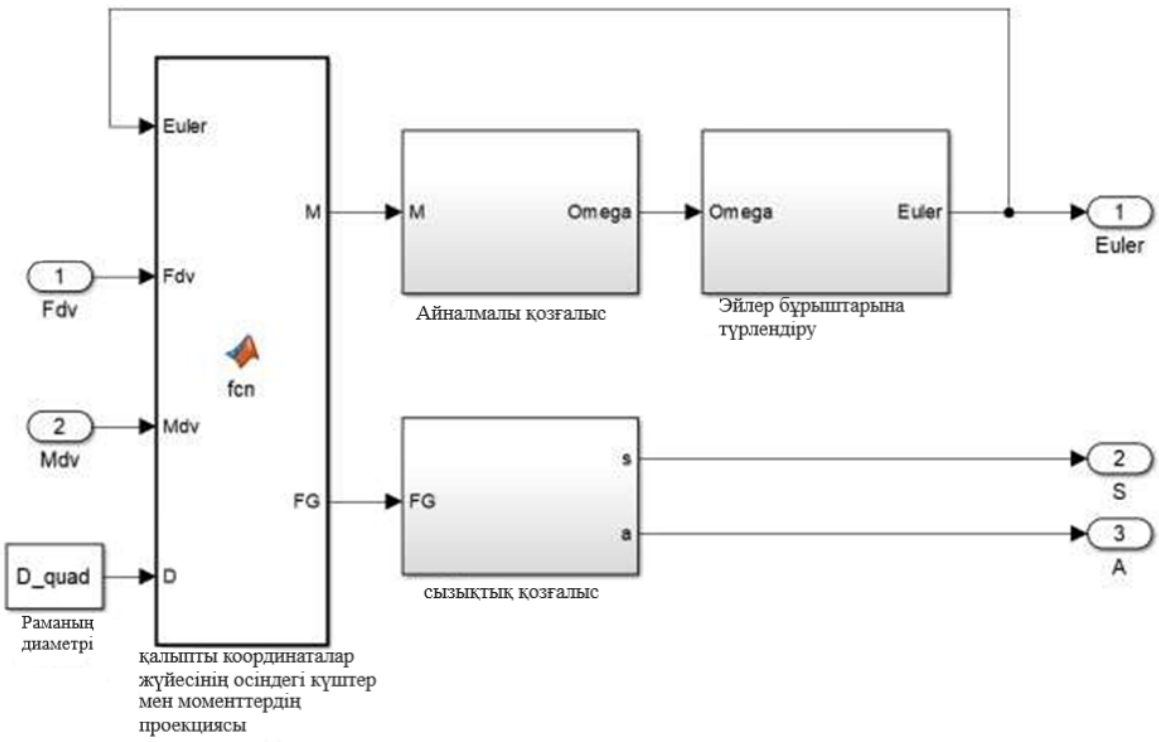
- күштер мен моменттерді есептеу;
- айналмалы қозғалыстар;
- квадрокоптердің кеңістіктегі бағытын анықтау;
- сызықтық қозғалыстар.

Күш пен моментті есептеу бірлігі қалыпты координаталар жүйесінің осінде қозғалтқыштар шығаратын жалпы күшті жобалайды (2.12 формуласын қараңыз), сонымен қатар квадрокоптерді негізгі координаттар жүйесінің осінің айналасында айналдыратын моменттерді есептейді (2.5 формуланы қараңыз).

Айналмалы қозғалыстар блогы Эйлер дифференциалдық теңдеулер жүйесін шешеді (2.4 формуланы қараңыз). Оны шешу нәтижесінде квадрокоптердің негізгі координаттар жүйесінің айналасында бұрылу жылдамдығы туралы ақпарат аламыз.

Үшінші блок, бұрыштық жылдамдыққа негізделген, квадрокоптердің қалыпты координаттар жүйесіне қатысты бағытын анықтайды (2.3 формуланы қараңыз).

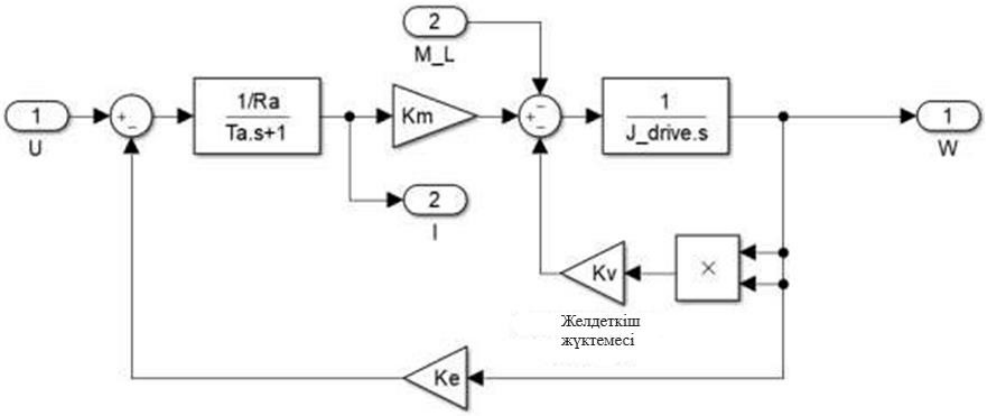
Соңғы блок, сызықтық орын ауыстырулар, дифференциалдық теңдеулер жүйесін шешеді (2.2 формуласын қараңыз), ол координаталардың қалыпты жүйесіне қатысты үдетуді және орын ауыстыруды алуға мүмкіндік береді . Бұл қондырғы қозғалтқыштар жасаған күштердің проекциясы мен сыртқы әсерлерді ескереді.



3.1 сурет - Simulink-жүйенің механикалық бөлігінің моделі

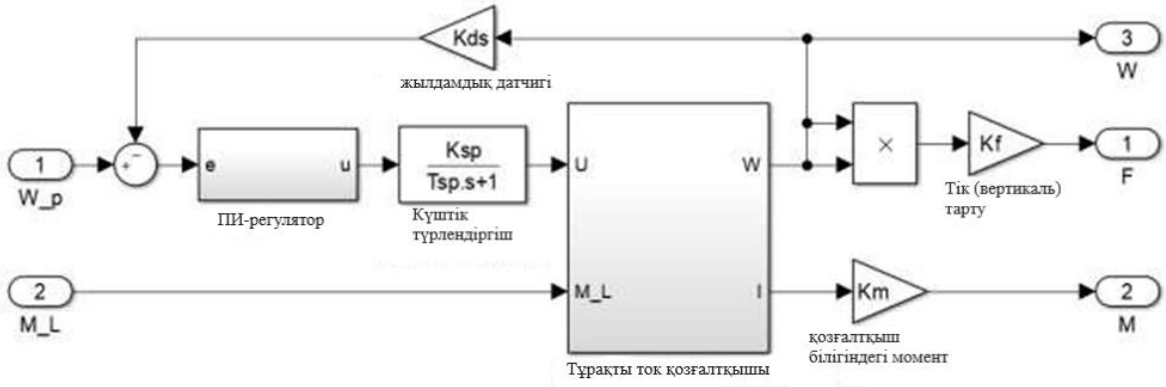
3.2 Simulink-жүйесінде жетектің моделі

Тұрақты токтың қозғалтқышының компьютерлік моделі (3.2 сурет) бұрын сипатталған құрылымдық сызбаға негізделген (2.1 сурет).



3.2 сурет - Simulink-тұрақты токтың қозғалтқыш моделі

Винт жетегінің компьютерлік моделі (3.3 сурет) жоғарыда қарастырылған құрылымдық схема негізінде салынған (2.2 сурет).



3.3 сурет - Simulink-бұранда жетегінің моделі

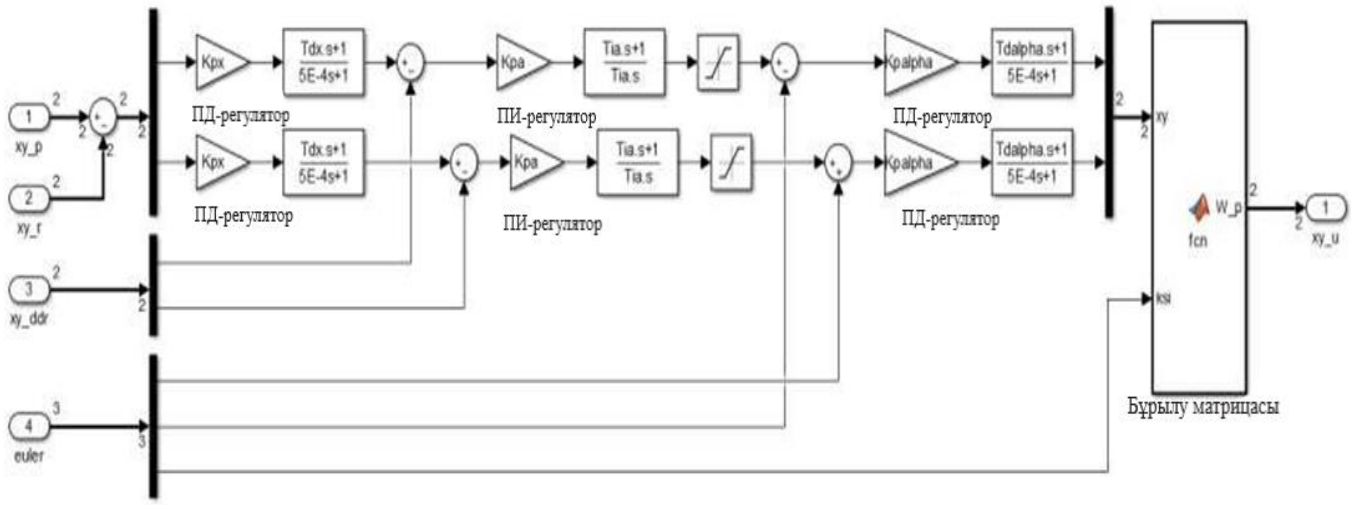
Модель қозғалтқыштардың қозғалысына, мысалы, температура немесе ауа-райының өзгеруіне байланысты әсерін ескереді.

3.3 Ұшу траекториясын реттеуіштің компьютерлік моделі

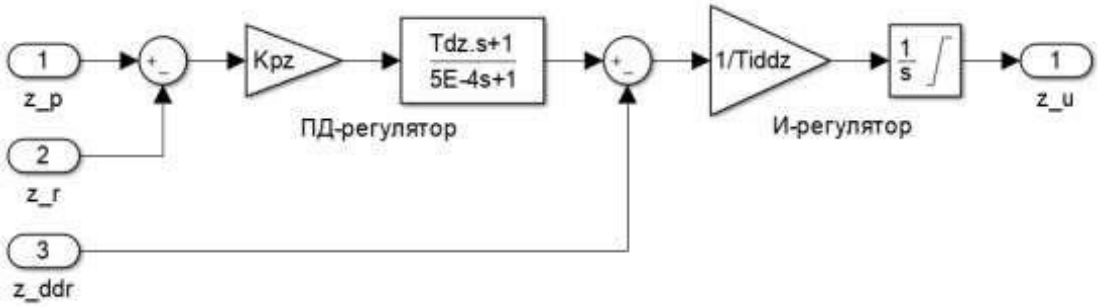
Көлденең жылжу реттеуішінің компьютерлік моделі (3.4 сурет) бұрын берілген құрылымдық сызбаға негізделген (2.4 сурет).

Simulink моделінің ерекшелігі - OZ осі айналу матрицасының болуы. Ол квадрокоптердің бағытына байланысты бұрыштық жылдамдықтардың дұрыс орнатылуын қамтамасыз етеді.

Ұшу биіктігі реттегішінің компьютерлік моделі (3.5 сурет) бұрын қарастырылған құрылымдық сызбаны толығымен қайталайды (2.5 сурет).



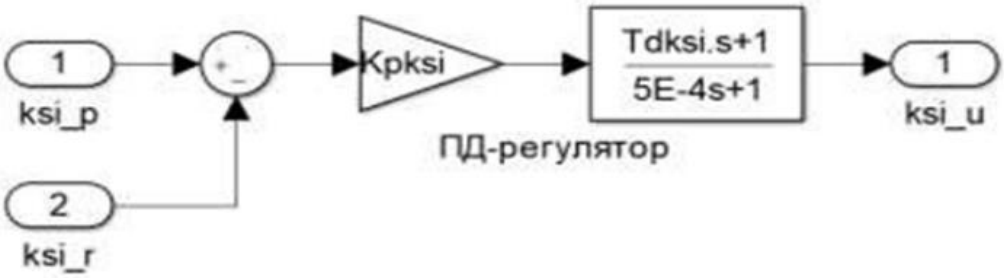
3.4 сурет -Simulink-тегі көлденең жылжу реттеуішінің моделі



3.5 сурет-Simulink-тегі ұшу биіктігін реттегіш үлгісі

Модельдің ерекшелігі - қанықтылығы бар интегратордың болуы. Бұл реттегішке терең қанықтыруға жол бермейді, сондықтан көтерілудің уақытша сипаттамасын жақсартады.

Рысканья реттеуішінің компьютерлік моделі (3.6 сурет) алдыңғы тарауда сипатталған құрылымдық схемаға негізделген (2.6 сурет).



3.6 сурет - Simulink-рысканья реттеуішінің моделі

3.4 Квадрокоптердің басқару жүйесінің компьютерлік моделі

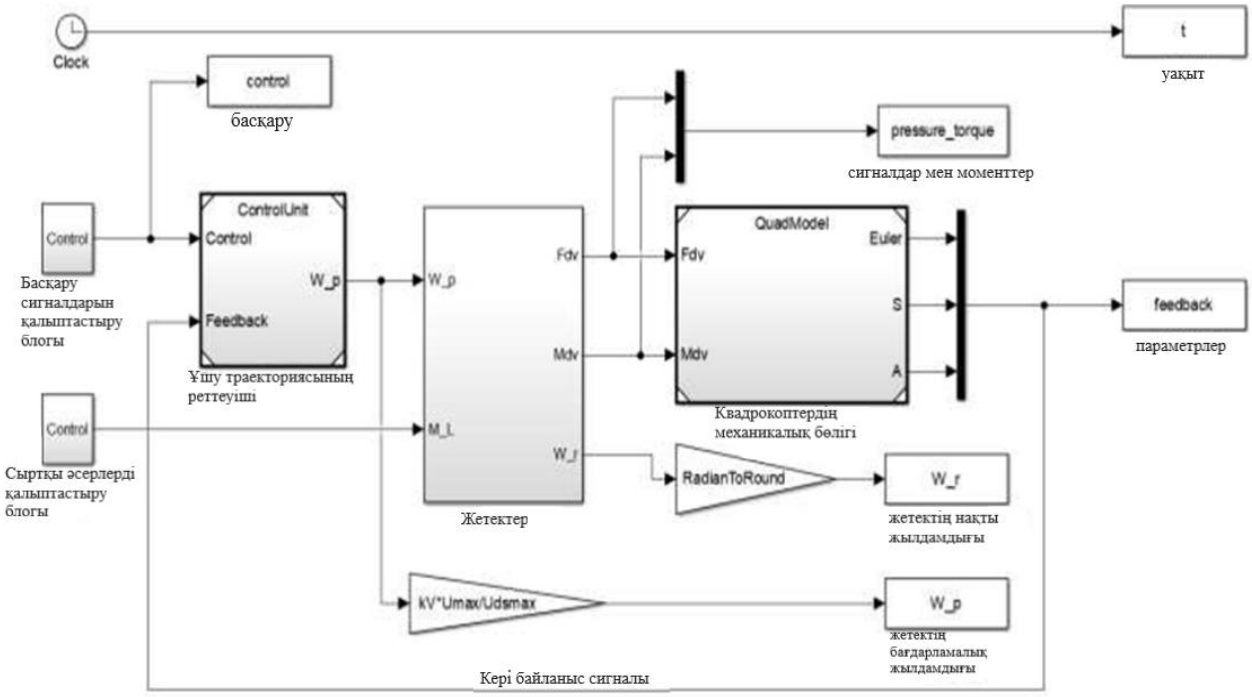
Жүйенің механикалық бөлігінің, жетектердің, реттегіштердің компьютерлік модельдерін жасау нәтижесінде квадрокоптердің басқару жүйесінің толық компьютерлік моделін құруға болады (3.7 сурет)

Модель бес негізгі блоктан тұрады:

- бақылау сигналдарының қалыптасуы;
- сыртқы бұзылыстардың пайда болуы;
- Ұшу траекториясын реттегіші;
- Жетек жүйелері;
- квадрокоптердің механикалық бөлігі.

Жоғарыда қарастырылмаған модельдің қалған блоктары тиісті мәліметтер массивінде жүйенің барлық параметрлерін өлшеу нәтижелерін жазу үшін

қолданылады. Алынған мәліметтер жиынтығы талданады және оған уақыттың қажетті тәуелділігі жасалады.



3.7 сурет - Simulink-тегі квадрокотердің басқару жүйесінің моделі

4 Негізгі жұмыс режимдерінде басқару жүйесінің жұмысын зерттеу

4.1 Реттегіштердің коэффициенттерін таңдау

Жоғарыда айтылғандай, квадрокоптер моделін линеаризация нәтижесінде алғашқы жуықтау ретінде реттегіштердің оңтайлы параметрлері таңдалды. Болашақта квадрокоптердің компьютерлік моделін жасағаннан кейін параметрлер сызықтықсыз модельде реттелді.

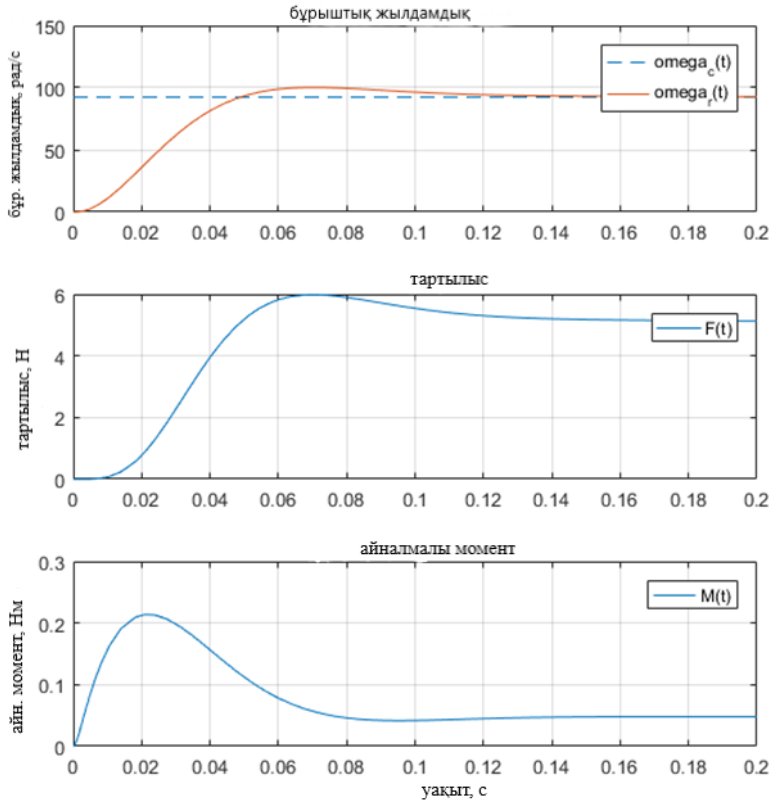
Реттегіштердің қорытынды параметрлері кейінгі модельдеумен есептеу арқылы қолмен таңдалғандықтан, олар оңтайлы емес деп айтуға болады.

Коэффициенттерді таңдаудың ұсынылатын тәсілі - кез-келген белгілі әдіспен көпөлшемді оптимизацияны жүргізу. Жүйе параметрлерінің қателік мөлшері бойынша ауытқуы, нақты модель компьютерлік модельден өзгеше болатындығына байланысты, нақты модельде ұқсас оптимизация жүргізуге болады.

4.2 Жетек динамикасының басқару жүйесінің жұмысына әсері

Квадрокөтергішті басқару жүйесінің жылдамдығы ең аз уақыт ішінде сыртқы жылдамдықты өңдеуге қабілетті бапталған жетектердің болуын болжайды. Бұл өз кезегінде қозғалтқыштардағы динамикалық моменттің көбеюіне әкеледі. Қозғалтқыштардағы айналмалы моменттердің шамалы айырмашылығы квадрокоптердің бұралуына алып келеді, демек, ұшу траекториясын бақылау міндеті қиындайды.

Сондықтан, жетек реттегішін баптау кезінде апериодқа жақын өтпелі сипаттамаға қол жеткізу ұсынылады. Қозғалтқыштардың қозғалыс жылдамдығындағы ауытқулар қозғалтқыш білігіндегі моменттің ауытқуына әкеледі. Жүйеде қолданылатын жетектердің өтпелі сипаттамасы 4.1 суретте көрсетілген.[7]

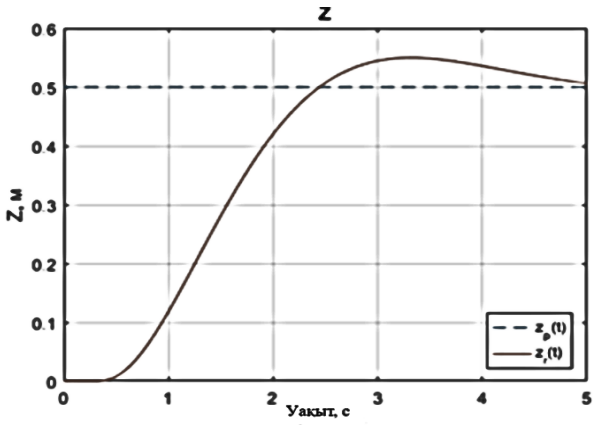


4.1 сурет - Жетектің уақыттық сипаттамалары

4.3 Квадрокоптердің ұшуы

Бірінші зерттелген жұмыс режимі - квадрокоптерді оператор көрсеткен биіктікке шығару (4.2 сурет). Өтпелі процесс кестесі бойынша квадрокоптердің тапсырманы орындау 5 секундтан астам уақыт алады деп айтуға болады. Бұл қозғалтқыштар жасаған тартылымдыққа байланысты. Ұшып көтеруді жеделдету үшін үлкен қуатты қозғалтқышты таңдауға болады.

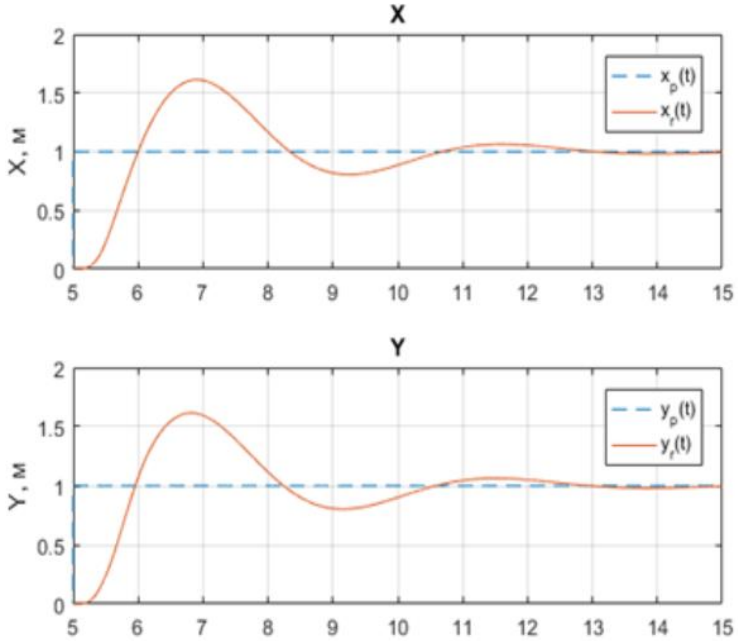
Реттеуіштердің таңдалған параметрлері қайта реттеуді төмендетуге мүмкіндік берді - ол шамамен 10 пайызға тең. Тербеліс процесі тез тоқтайды.



4.2 сурет - Квадрокоптердің берілген биіктікке көтерілуі

4.4 Көлденең жазықтықта маневр жасау

Көлденең жылжу реттегішінің коэффициенттерін таңдау биіктік реттегішіне қарағанда анағұрлым ауыр болды. Бұл реттеудің үш контурының болуымен байланысты. Нәтижесінде біз 4.3 суретте көрсетілген өтпелі процесті алдық. Бірінші келісу уақыты 1 секундқа тең. Квадрокоптердің берілген нүктенің жылдам жетуіне байланысты, 60 пайызға жуық күшті қайта реттеу және процестің айқын тербеліс бар. Өтпелі процесс 8 секунд алады.[7]

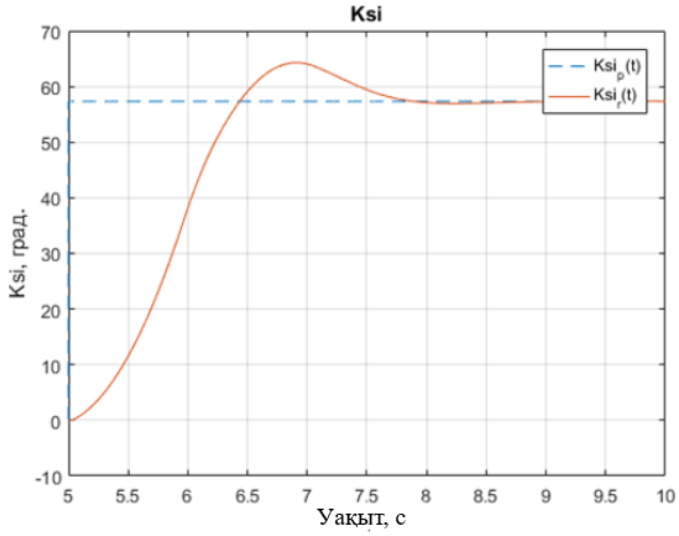


4.3 сурет - Көлденең жазықтықта маневр жасау

Ауыспалы процестің сапасын ең жақсы коэффициенттерді таңдау арқылы арттыруға болады. Бұл процесс арқылы реттеу мен тербелісті азайтуға болады.

4.5 Тік осьтің айналасында айналу

Рысканья бұрышын басқару жүйесі бір контурлы (2.6 сурет), сондықтан оның параметрлерін таңдау өте қарапайым болды. Өтпелі процесс уақыты 3 секунд (4.4 сурет). Өтпелі процесс тез өшеді. Қайта реттеу 12 пайызға тең.



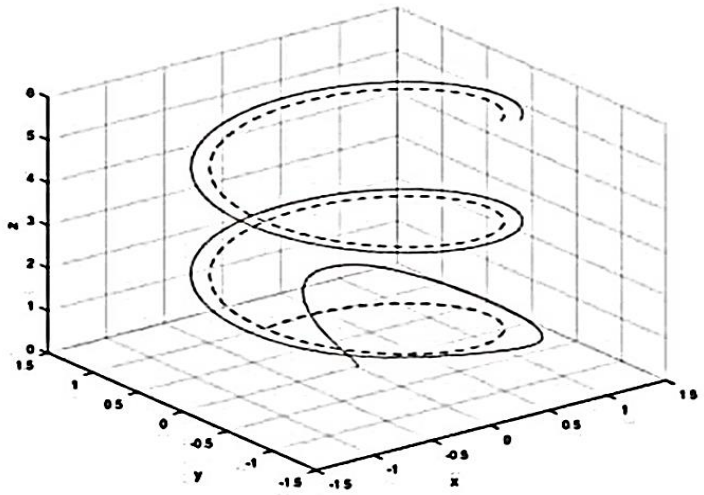
4.4 сурет - Квадрокоптердің тік ось айналасында айналуы

Ұсынылған барлық ұшу режимдерінің ішінде тік ось бойынша айналу ең жылдам.

4.6 Қозғалыстың(орын ауыстырудың) күрделі тапсырмасы

Әр түрлі жұмыс режимдерінде квадрокоптердің жұмысын модельдеу нәтижесінде жүйе тұрақты деп айтуға болады. Сонымен, келесі қозғалыс режимі барлық үш реттеуіштердің бірлескен жұмысы кезінде квадрокоптердің басқару жүйесінің әрекетін зерттеу мақсатында келесі қозғалыс әдісі күрделі жол бойымен қозғалыс болады.

Бағдарламаланған қозғалыс жолы - көлденең жазықтықта шеңберді біртіндеп өрлеу арқылы, сонымен қатар квадрокоптердің сипатталған шеңбердің ортасына біркелкі бұрылумен қозғалады (4.5 суретті қараңыз).[7]

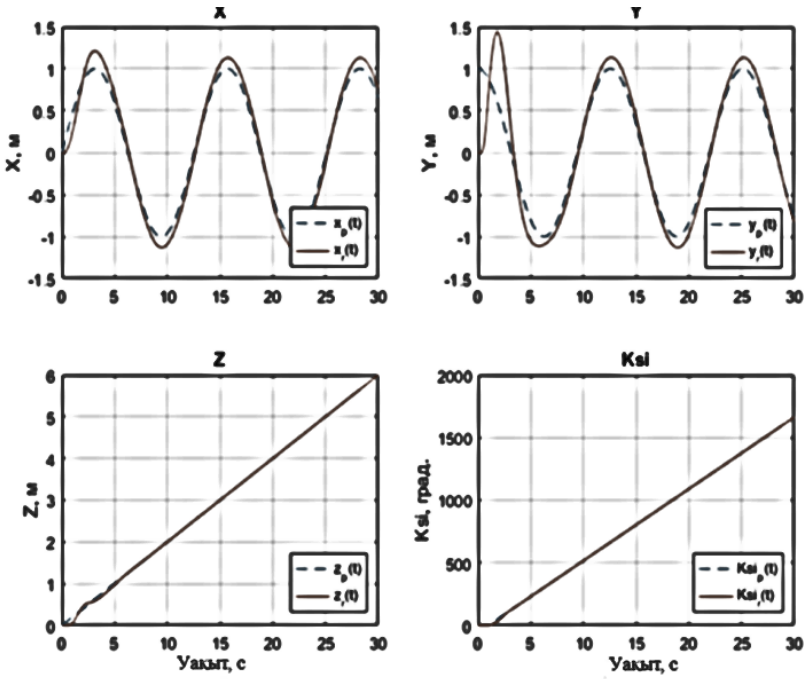


4.5 сурет - Квадрокоптерді үш өлшемді кеңістікте жылжыту

График бойынша квадрокоптер берілген траекторияны үздіксіз орындалуы көрсетілген.

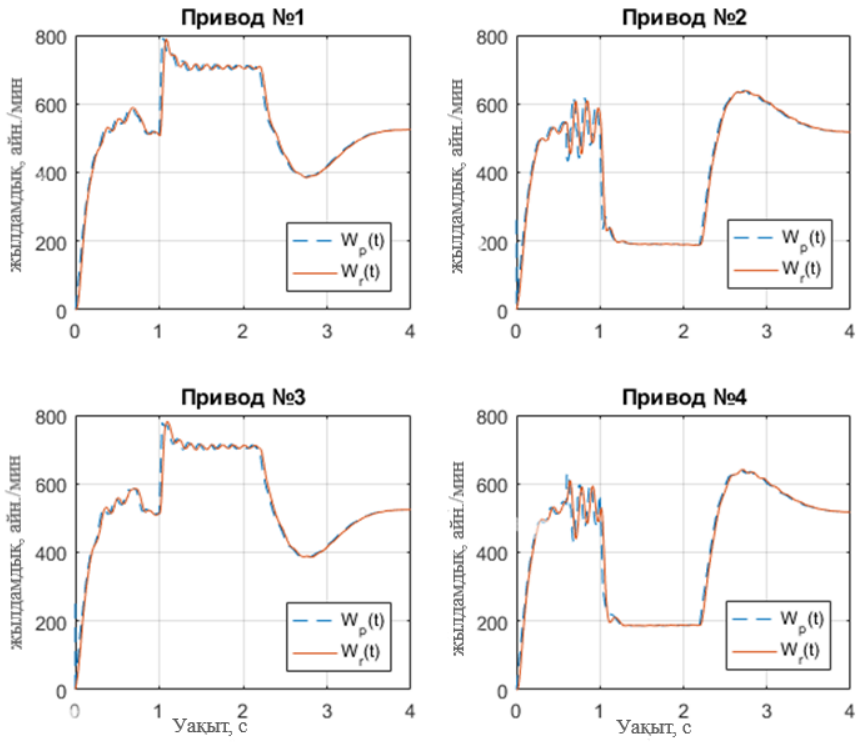
Басқарылатын координаттардың әрқайсысы бойынша өтпелі процесс графиктерін талдай отырып (4.6 сурет), жүйе статикалық қатесіз тік осьтің айналасына біркелкі жылдамдық жинағын және бұруды іске асырады деп айтуға болады.

Бұған дейін көлденең қозғалыстардың реттегіші жоғары тербелмелі екендігі көрсетілген (4.3 сурет). Бұл квадрокоптердің OX және OY осьтері бойымен қозғалысының графигінде байқалады. Айналу жиілігінің ұлғаюымен қозғалыстың нақты траекториясы амплитудалы бола түседі. Жиілік мәні неғұрлым төмен болса, квадрокоптер бағдарламаның жолын дәлірек орындайды.



4.6 сурет - Квадрокоптерді әр координат бойымен жылжуы

4.7 суретте квадрокоптер алдын ала белгіленген ұшу жолына жеткенде алғашқы бірнеше секундтағы жетектердің жылдамдықтарының уақытша сипаттамалары көрсетілген. Бұл уақыт аралығы ең күрделі болғандықтан таңдалды. Графиктерде жоғары жиілікті тербелістер бар, бұл реттеуіштердің тиісті баптауымен түсіндіріледі. Нәтижесінде жылдамдықтың мәні тұрақты күйге келеді.[7]



4.7 сурет - жетектердің бұрыштық жылдамдығы

5 Басқару жүйесіндегі техникалық құрылғыларына зерттеу жасау

5.1 Раманы таңдау

Рама таңдауда жүргізілетін негізгі параметрі оның өлшемі болып табылады. Өлшемі диагональ орналасқан қозғалтқыштар арасындағы қашықтық деп есептеледі. Осы қашықтыққа байланысты квадрокоптерді қолдану мүмкіндіктерін анықтайтын "кластарға" шартты түрде бөлуге болады.

Өлшемі 200 миллиметрге дейінгі Квадрокоптер балаларға арналған ойыншықтар ретінде немесе ұшу аппаратын басқаратын базалық оқыту үшін пайдаланылады. Мұндай квадрокоптерлер салмағы аз және радиусы аз болғандықтан көшеде қолдануға жарамсыз, ол шамамен 30 метр. Олар жүктеме көтермейді. Аккумуляторлар жалпы массаны төмендету үшін аз сыйымдылыққа ие болады.

Одан әрі раманың өлшемі 250 миллиметрге тең квадрокоптерлер бар. Мұндай квадрокоптарды көшеде пайдалануға болады. Қабылдау радиусы сәл ұлғайып, 50 метрге тең. Квадрокоптердің осы "класына" қосымша жабдық, мысалы, бейнетүсірілімге арналған шағын камера орнатуға болады. Сондай-ақ, бұл "класқа" үлкен жылдамдықта қозғалатын спорттық квадрокоптер кіреді.

Сапалы аэрофототүсірілім үшін 350 миллиметрлік өлшемді квадрокоптер қолданылады. Оған шағын камера сияқты өзінің құрылғысын орнатуға болады. Жоғары жиілікті таратқыштардың арқасында бұл ұшу аппараттары суретті толық рұқсатпен жіберуге қабілетті, сонымен қатар үлкен қашықтықта оператордан сигналдарды қабылдай алады.

Көлемі 550 және одан да көп миллиметрден тұратын рамалар ұшуда барынша төзімді, жергілікті жердің түсірілімінің ең жоғары сапасын алуға қабілетті. Аспалы жабдық ретінде салмағы бірнеше килограмға дейінгі құрылғылар пайдалануға болады, мысалы, кәсіби панорама түсіруге арналған SLR камера.

5.2 Қозғалтқыштар

Қозғалтқыштарды таңдау квадрокоптердің болашақ динамикасын анықтайды. Қазіргі уақытта нарықта қозғалтқыштардың үш түрі бар:

- коллекторлы;
- редукторы бар коллекторлы;
- коллекторсыз.

Коллекторлық қозғалтқыш шағын квадрокоптер үшін қолданылады. Оның негізгі артықшылығы – салмағы аз - бұл батарея қуатын азайтады. Кемшіліктері шағын дамитын тартқыштығы, сондай-ақ щеткалы байланыстағы жоғалтулар болып табылады. Бұл өз кезегінде қозғалтқыштың тез қызып кетуіне әкеледі. Жоғары температуралар қозғалтқыштардың осындай түрінің

ұзақ мерзімділігіне теріс әсер етеді, сондықтан оларды жиі ауыстыруға тура келеді.

Редуктормен жабдықталған коллекторлық қозғалтқыш үлкен тартымдылықты дамытуға қабілетті. Оны үлкен квадрокоптерге орнатуға болады. Кемшіліктері коллекторлық қозғалтқышпен бірдей. Беріліс қорабының болуы мұндай қозғалтқыштардың сенімділігін қосымша төмендетеді, өйткені мұндай квадрокоптерді тұрақтандыру кезінде жылдамдық сілтемесі үнемі өзгеріп, тістері жылжып отырады. Сондықтан жұмыс істемей қалуының негізгі себебі редуктордың істен шығуы болып табылады.

Квадрокоптердің қымбат модельдеріне коллекторсыз қозғалтқыштар орнатылады. Негізгі кемшілігі – салмағы үлкен болуы. Қылшықтар мен редуктордың жоқтығынан сенімділікті коллекторлы қозғалтқыштардың артықшылықтарынан ажыратуға болады, сондай-ақ дамыған тартқыштан, осы типтегі қозғалтқыштармен жабдықталған квадрокоптерлер өзінен басқа қондырмаларды көтере алады.

5.3 Аккумуляторлы батареялар

Квадрокоптердің үлкен маневрлілігі үшін батареяның салмағы аз болуы керек. Сондай-ақ, жоғары режимдердегі қозғалтқыштар үлкен токтарды, шамамен 100 А тұтынады. Литий-полимерлі аккумуляторлар оңтайлы сипаттамаларға ие.

Жоғарыда аталған артықшылықтардан басқа, литий-полимерлі аккумуляторлардың өздігінен заряды аз, жад әсерінің болмауы, жұмыс температурасының үлкен диапазоны және разряд кезінде аздап кернеудің төмендеуі бар. Кемшіліктерге зарядтың ең жоғарғы тығыздығын, жұмыс циклдерінің аз санын және өрт қауіптілігін жатқызуға болады.

Квадрокоптер үшін батареяны таңдағанда оның үш сипаттамасын ескерген жөн:

- сыйымдылық;
- разряд деңгейі;
- кернеу.

Батарея ұяшықтарының санына байланысты болады. Литий-полимерлі батареяның бір ұяшығының кернеуі шамамен 3,7 В құрайды. Тиісінше, ұяшық неғұрлым көп болса, кернеу соғұрлым көп болады. Коммерциялық сатылымдарда аккумуляторлар: 1S, 2S, 3S және 4S деп белгіленген. 1S - кернеуді 3,7 В, 2S - 7,4 В, 3S - 11,1 В, 4S - 14,8 В құрайды.

Батарея қуаты ампер-сағатта жазылады. Қуаттылықты арттыру үшін батареяларды параллель қосуға болады, бірақ бұл жағдайда жүктеме көлемі батареяның салмағына азаяды.

Разрядтау рейтингі максималды разрядтық ток сыйымдылықтан қанша артық екенін көрсетеді. Мысалы, сыйымдылығы 3 А/сағ батарея үшін "30-40С" мәні 90-120А қысқа мерзімді ток бере алатынын білдіреді.

5.4 Жылдамдықты реттегіштер

Жылдамдық реттегішін таңдау кезінде мыналарды ескеру қажет: қозғалтқышпен тұтынатын ең жоғары ток, сондай-ақ аккумулятор батареясының кернеуі. Максималды берілетін тоғы қозғалтқыш тұтынатын тоқтан 10-20 пайызға жоғары батареяны таңдаған жөн. Номиналды кернеу аккумулятор батареялары беретін кернеуге тең немесе одан көп болуы тиіс.

5.5 Датчиктер

Квадрокоптерді басқару жүйесінің дұрыс жұмыс істеуі үшін кері байланыс датчиктерінің жиыны болуы қажет. Жобаланған басқару жүйесінде келесі датчиктер қолданылады:

- Гироскоп;
- Акселерометр;
- GPS-қабылдағыш;
- Сонар.

Гироскоптан алынған деректер кеңістіктегі квадрокоптердің бағдарын анықтайды. Датчиктің шығу бұрышы: крен, тангаж және рысканье.

Акселерометр координаттардың базалық жүйесінде декарттық осьтердің әрқайсысы бойынша үдеуді қалыптастырады. Одан әрі жеделдету гироскоптан алынған деректерді пайдалана отырып, координаталардың қалыпты жүйесінің осіне жобаланады.

GPS-қабылдағыш абсолюттік координаттар жүйесінде кеңістіктегі квадрокоптердің координаттарын алады. Одан кейін, квадрокоптер ұшқан кезде, бастапқы координат бекітіліп, соған байланысты одан әрі есептеу жүргізіледі.

Ұсынылған датчиктерді көптеген өндірушілер микросхемалар түрінде шығарады, мысалы, STMicroelektron. Оның негізгі сипаттамалары - өлшеу диапазоны және разрядтылығы болып табылады.

Сонарлар төмен биіктікте немесе көптеген объектілер арасында квадрокоптерді маневрлеу үшін қолданылады. Сонар ретінде ультрадыбыстық қабылдағышты / таратқышты пайдалануға және жоғары жиілікті сигнал беру мен қабылдау арасындағы ұзақтықты өлшеуге болады.

ҚОРЫТЫНДЫ

Жүргізілген жұмыс нәтижелері бойынша келесі қорытынды жасауға болады:

1. Жүйенің және жетектердің механикалық бөлігінің компьютерлік моделі математикалық үлгілерде бар барлық сызықсыз жағдайларды ескере отырып, модельдеуді жүргізуге мүмкіндік береді;
2. Ұшу траекториясының реттеуішінің құрылымы қарапайым құрылымға ие. Коэффициенттерді бірінші жуықтауды басқару арналарының әрқайсысының линеаризацияланған моделі бойынша алынды. Реттеуіш параметрлерінің нақтыланған мәндері тәжірбие арқылы алынды;
3. Квадрокоптердің басқару жүйесінің жұмысын зерттеу оның дамуын ерте сатысында тексеруге мүмкіндік береді. Сонымен қатар, әр түрлі модельдеуді жүзеге асыру үшін, жүйеге кері байланыс датчиктерін өлшеу қателіктерін қоса, жүйенің өз жұмысына және сыртқы әсерлерге байланысты шуылдарды енгіздік;
4. Басқару жүйесін техникалық іске асырудың қарастырылған мәселелері нақты есепті шешу үшін қажетті квадрокоптердің барлық құрамдас элементтерін дәйекті түрде таңдауға мүмкіндік қолдандық.

ПАЙДАЛАНҒАН ӘДЕБИЕТТЕР ТІЗІМІ

1. И. И. Огольцев, Н. Б. Рожнин, В. В. Шувать. Разработка математической модели пространственного полета квадрокоптера. – Труды МАИ. Выпуск №83.
2. Н. И. Попов, О. В. Емельянова, С. Ф. Яцун. Моделирование динамики полета квадрокоптера. – Вестник Воронежского института ГПС МЧС России. Выпуск №4(13). 2014.
3. M. C. Balas. Modelling and Linear Control of a Quadrotor. – 2007. – 150 p.
4. T. Luukkonen. Modeling and control of quadcopter. – School of Science. – 2011. – 26 p.
5. A. Gibiansky. Quadcopter dynamics, simulation and control. – 2012. – 18 p.
6. Л. Д. Ландау, Е. М. Лифшиц. Теоретическая физика: Учеб. пособие. – В 10-ти т. Т. I. Механика. – 4-е изд., испр. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1988. – 216 с.
7. Robotics Toolbox [Электронный ресурс]: Инструменты для моделирования роботов / Питер Корке.-Режим доступа: http://petercorke.com/wordpress/toolboxes/robotics-toolbox/
8. Dikmen I.C., Arisoy A., Temeltas H. Attitude control of a quadrotor. 4th International Conference on Recent Advances in Space Technologies, 2009. Pp. 722-727.
9. Luukkonen T. Modelling and Control of Quadcopter. School of Science, Espoo, August 22, 2011. P. 26.
10. Zhao W., Hiong Go T. Quadcopter formation flight control combining MPC and robust feedback linearization. Journal of the Franklin Institute. Vol.351, Issue 3, March 2014. Pp. 1335-1355. DOI: 10.1016/j.jfranklin.2013.10.021
11. Bouadi H., Tadjine M. Nonlinear Observer Design and Sliding Mode Control of Four Rotors Helicopter. World Academy of Science, Engineering and Technology, Vol. 25, 2007. Pp. 225-229.
12. Madani T., Benallegue A. Backstepping control for a quadrotor helicopter. IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, 2006. Pp. 3255-3260.
13. Murray R.M., Li Z, Sastry S.S. A Mathematical Introduction to Robotic Manipulation. SRC Press, 1994. P. 474.
14. Мирошник И.В. Теория автоматического управления. Линейные системы. СПб: Питер, 2005. 337 с.
15. Зенкевич С.Л., Ющенко А.С. Основы управления манипуляционными роботами. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2004. 478 с.
16. Samir Bouabdallah, Roland Siegwart Towards Intelligent Miniature Flying Robots // Field and Service Robotics, 2006. No. 25. P. 429-440.
17. Голубев Ю.Ф. Основы тероретической механики. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2000. 321 с.
18. Бесекерский В.А., Попов Е.П. Теория систем автоматического управления. 4-е изд. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2004. 741 с.

19. Егупов Н. Д., Воронов Е. М., Пилишкин В. Н. Синтез регуляторов систем автоматического управления. 2-е изд. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2004. 614 с.
20. Апарин Ю.Я., Корнилов В.А., Шеваль В.В. Аэромобильный комплекс дистанционного контроля химического состава атмосферы. // Тезисы докладов научно-технической конференции «Системы управления беспилотными космическими и атмосферными летательными аппаратами», Москва, Марс, 2010 г., С. 46-47.

ҚОСЫМША А

Компьютерлік модельдің параметрлері

Еркін құлау моделін жеделдету

g = 9.8;

Қозғалтқыш: Turnigy Aerodrive SK3 - 2826-980kv Brushless Outrunner Motor

Максималды кернеу, В

Umax = 9;

Вольтта айналым саны

kV = 980;

Максималды ток, А

Imax = 10;

Максималды қуаты, Вт

Pmax = 96;

Орамдардың кедергісі, Ом

Ra = 0.174;

Тұрақты уақыт, с

Ta = 0.01;

Масса, кг

m_drive = 0.044;

Винт: GWS 10*4.7

Диаметр, м

d_prop = 0.254;

Қадам, м

h_prop = 0.119;

Тартылыс, кг

thrust = 0.64;

Об/мин –ті рад/с –қа келтіру

RoundToRadian = 2*3.14/60;

RadianToRound = 1/RoundToRadian;

Алмастыру схемасының параметрлерін есептеу

Ke = 1/(RoundToRadian*kV); Km = Ke;

Қозғалтқыштың инерция моменті

J_engine = 4*Ta*Ke*Km/Ra;

Винттің инерция моменті

J_prop = m_prop*d_prop^2/12;

Инерцияның жиынтық моментті

J_drive = J_engine + J_prop;

Тарту күшінің коэффициенті

Kf = thrust*9.8/(RoundToRadian*kV)^2;

Тұтқырлық коэффициенті

Kv = h_prop*Kf/4/3.14;

Жылдамдық датчигінің параметрлері

Udsmax = 10; Kds = Udsmax/(Umax*RoundToRadian*kV);

Қуат түрлендіргішінің параметрлері

Ksp = Umax/Udsmax; Tsp = 0.001;

ПИ-реттеуіш параметрлері

Kp = 5; Ki = 20

Жүйенің механикалық бөлігінің параметрлері

Квадрокоптер массасы Қозғалтқыш салмағы

m_quad = 0.5+4*(m_drive+m_prop);

Квадрокоптер орталығынан қозғалтқышқа дейінгі қашықтық

D_quad = 0.5;

Инерция моменті

J_quad = (m_drive+m_prop)*D_quad;

Квадрокоптердің тәуелділігін қамтамасыз ететін бұрыштық жылдамдық

w0 = sqrt(m_quad*g/Kf)/2;

Kh = 2*Kf*w0;

Kal = 2*Kv*w0;

Ұшу биіктігін реттегіш

Биіктікті алудың линеаризацияланған моделін күшейту коэффициенті

Kz = 4*Kh/m_quad;

Тік жылдамдату контурын тұрақты интеграциялау

Tddz = 0.1;

Тік жылдамдату контурының тұрақты интеграциясы

Tiddz = Tddz*Kz;

Биіктік контурының пропорционалды коэффициенті

Kpz = 1.5;

Дифференциалды уақыт тұрақты биіктік контуры

Tdz = 1;

Рыскания бұрышының реттеуші

Рысканиялаудың линеаризацияланған моделінің күшейту коэффициенті

Kksi = 2*Kal/(2*J_quad);

Тік жеделдету контурының эталондық тұрақты уақыты

Tdesksi = 0.01;

Рысканья контурының пропорционалдық коэффициенті

Kpksi = (2*J_quad)/(Tdesksi*Kksi);

Рыскания контурының дифференциалды уақыт тұрақтысы

Tdksi = 0.4;

Көлденең жылжу реттеуіші

Көлденең жылжудың линеаризацияланған моделінің күшейту коэффициенті

Kalpha = Kh/J_quad*D_quad/2;

Тік жеделдету контурының эталондық уақыт тұрақтысы

Tdesalpha = 3;

Квадрокоптердің қисаю контурының пропорционалды коэффициенті

Kpalpha = 1/(Kalpha*Tdesalpha);

Квадрокоптердің көлбеу контурының дифференциалды тұрақты уақыты

Tdalpha = 0.4;

Көлденең үдеу контурының пропорционалдылық коэффициенті

Ka = g;

Tda = 0.3;

Kpa = Tdesalpha/(Ka*Tda);

Интегралдық уақыт тұрақтысының көлденең үдеулер контуры

Tia = 0.2;

Биіктік контурының пропорционалды коэффициенті

Kpx = 2;

Рысканың контурының дифференциалды уақыты тұрақтысы

Tdx = 0.5.