

капитан инж. ГЕОРГИ МИТКОВ ЙОРДАНОВ

ОПТИМИЗИРАНЕ НА КОЛИЧЕСТВЕНАТА ОЦЕНКА НА
ТЕХНИКАТА НА ПИЛОТИРАНЕ ПО ЗАПИСИ ОТ
РЕГИСТРАТОР НА ПОЛЕТНИ ДАННИ

ДИСЕРТАЦИЯ

за придобиване на образователна и научна степен
“ДОКТОР”

Докторска програма:
*Динамика, балистика и управление на полета на летателни
апарати*

Научен ръководител:

доц. д-р инж. Асен Ангелов Маринов

СЪДЪРЖАНИЕ

ИЗПОЛЗВАНИ СЪКРАЩЕНИЯ	3
ИЗПОЛЗВАНИ ОЗНАЧЕНИЯ	4
ВЪВЕДЕНИЕ	5
 ГЛАВА 1. СЪСТОЯНИЕ НА ПРОБЛЕМА И ЦЕЛ НА ИЗСЛЕДВАНЕТО	8
1.1. Формулиране на проблема	8
1.2. Актуалност на проблема.....	9
1.3. Литературен обзор	10
1.4. Цел на дисертационния труд.....	12
1.5. Основни задачи.....	13
1.6. Избор на методи за решаване на основните задачи	13
1.7. Очаквани резултати.....	15
 ГЛАВА 2. АНАЛИЗ НА ДАННИТЕ ОТ СРЕДСТВАТА ЗА ОБЕКТИВЕН КОНТРОЛ НА ЛЕТАТЕЛНИЯ АПАРАТ И ОЦЕНКА НА ТЕХНИКАТА НА ПИЛОТИРАНЕ.....	16
2.1. Регистратори на полетни данни.....	16
2.1.1. Общи сведения	16
2.1.2. Регистратор на полетни данни на самолет PILATUS PC-9M	18
2.1.2.1. ROSE – характеристики и предназначение	19
2.2. Анализ и оценка на техниката на пилотиране по данни от средствата за обективен контрол.....	20
2.2.1. Качествен анализ на техниката на пилотиране	20
2.2.2. Автоматична обработка и анализ на полетните данни.....	21
2.2.2.1. Идентификация на изпълняваните полетни елементи	24
2.2.2.2. Откриване на нарушения в мерките за безопасност и експлоатационните ограничения на летателния апарат	25
2.2.2.3. Автоматизация на разпознаването на етапите на полета и изпълняваните елементи... ..	26
2.2.2.3.1. Типови модели на елементите на полета	27
2.2.2.3.2. Математически модели на изпълнените елементи	30
2.2.3. Количествена оценка на техниката на пилотиране.....	31
2.2.3.1. Оценка на отделните етапи на полета и изпълняваните полетни елементи.....	32
2.2.3.2. Формиране на количествената оценка	34
2.2.4. Техника на пилотиране и количествена оценка на полетните елементите	36
2.2.4.1. Техниката на пилотиране и оценка на етапа излитане	36
2.2.4.2. Техника на пилотиране и оценка на елементите изпълнявани в хоризонталната равнина... ..	38
Виращ.....	39
Стръмен завой през гръб (Derry turn).	43
Елеронно тоно	45
2.2.4.3. Техника на пилотиране и оценка на елементите от вертикалната и пространствената равнини.	46

Пикиране	46
Горка	50
Боен завой	52
Спирала	54
Лупинг	56
Имелман	59
Полутоно	62
Кос лупинг, кос имелман, косо полутоно	64
Вертикална осморка	67
Хоризонтална осморка	69
Кубинска осморка	71
Завой през крило	73
Хоризонтална спирала (Barrel roll)	75
Четирилистна детелина	77
2.2.4.4. Техника на пилотиране и оценка на етапа кацане	80

ГЛАВА 3. ОПТИМИЗИРАНЕ НА КОЛИЧЕСТВЕНАТА ОЦЕНКА НА ТЕХНИКАТА НА ПИЛОТИРАНЕ	82
3.1. Компютърно приложение за оценка на полетните упражнения	82
3.1.1. Функционалност на приложението	83
3.1.2. Визуализация	85
3.2. Методика за количествена оценка на техниката на пилотиране	86
3.2.1. Алгоритъм за автоматична обработка на полетната информация	86
3.2.1.1. Първична обработка на записаната информация	86
3.2.1.2. Вторична обработка на записаната информация	89
3.2.1.2.1. Разделяне на записа с полетната информация на участъци	90
3.2.1.2.2. Избор на критерии за определяне на участъците на излитане и кацане	91
3.2.1.2.3. Избор на критерии за определяне на участъците с изпълняваните елементи..	92
3.2.1.2.4. Определяне на отклонения в записаните параметри, довели до нарушаване на мерките за безопасност	95
3.2.1.2.5. Извличане на фактическите стойности на записаните параметри, необходими за автоматичното идентифициране на елементите	97
3.2.2. Алгоритъм за автоматично идентифициране на полетните елементи	98
3.2.2.1. Идентифициране на етапите излитане и кацане	100
3.2.2.2. Идентифициране на изпълнените в полетните упражнения елементи	103
3.2.2.2.1. Първа група елементи:	104
3.2.2.2.2. Втора група елементи	112
3.2.3. Алгоритъм за автоматична оценка на техниката на пилотиране	128
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	134
ИЗВОДИ ОТ ДИСЕРТАЦИЯТА	135
ДЕКЛАРАЦИЯ	137
ЛИТЕРАТУРА	138
ПРИЛОЖЕНИЯ	143

ИЗПОЛЗВАНИ СЪКРАЩЕНИЯ

АО – Авиационно оборудване

ВВС – Военновъздушни сили

ВоВС – Военно въздухоплавателно средство

ЕО – Експлоатационни ограничения

КОЛП – Крайната оценка на летателната подготовка

ЛА – Летателен апарат

МБ – Мерки за безопасност

ОНЛП – Оценка на нивото на летателна подготовка

РУД – Ръчка за управление на двигателя

РУС – Ръчка за управление на самолета

СОК – Средство за обективен контрол

AIR – Airborne Image Recorder (устройство за запис на изображения в кабината на летателния апарат)

CVFDR – Cockpit Voice and Flight Data Recorder (комбинирано устройство за записване на гласовите данни и данните от полета)

CVR – Cockpit Voice Recorder (устройство за запис на звуци и разговори в кабината на летателния апарат)

CSMU – Crash Survivable Memory Unit

DLR – Data Link Recorder

DAS – Data Acquisition Section

ELT – Emergency Location Transmitter

FDR – Flight Data Recorder (устройство за запис на параметрите на полета)

ICAO – International Civil Aviation Organization

MRT – Maximum Rate Turn

MPRT – Maximum Possible Rate Turn

ROSE – Read Out Support Equipment (оборудване за разчитане на данни)

SICU – Sensor and Interface Control Unit

QAR – Quick Access Registrator

ИЗПОЛЗВАНИ ОЗНАЧЕНИЯ

b – коефициент за формиране на крайната оценка

V – скорост

H – височина

ny – нормално претоварване

tq – torque (режим на работа на двигателя)

θ – наклон на траекторията

ϑ – тангаж

ψ – направление (курс)

P – полетен параметър

Pr – записан параметър

k – зададен критерий

$lok(K(Pr))$ – местоположение на зададения критерий

$S(i)$ – изследван участък от записа с полетните параметри

$\begin{cases} X_1 \\ X_2 \\ X_3 \end{cases}$ – логически променливи

Y – логическа функция

Φ – математически модел

O_{Π} – оценка на полетния параметър

$O_{\text{ел}}$ – оценка на полетния елемент

$O_{\text{упр}}$ – оценка на упражнението

$O_{\text{кп}}$ – оценка от контролен полет

ВЪВЕДЕНИЕ

Постоянно променящите се изисквания в програмите за обучение на летци-пилоти, отразяващи съвременните нужди и заплахи, налага въвеждането на нови концепции и методи в начина на обучение и оценка. Те се прилагат още в началното обучение, което се явява от изключителна важност при формирането на професионалните качества и умения у обучаемите.

Летателната подготовка е сложен и отговорен процес, който изисква опитни специалисти, добра организация и качествен контрол на летателната дейност. Основната цел е изграждането на високо квалифицирани кадри с трайни професионални умения и навици по техника на пилотиране, самолетоводене и бойно използване на летателния апарат. Летателната подготовка включва:

- качествена теоретична подготовка;
- придобиване на практически умения и навици за пилотиране на летателния апарат;
- изграждане на чувство за отговорност и самодисциплина;
- поддържане на висока мотивация и желание за самоусъвършенстване;
- чувство за колективизъм;
- възпитание във висок професионализъм.

Оценяването заема важна част от обучението на летателния състав. С негова помощ трябва да се определи в каква степен обучаемите възприемат новата за тях материя и в каква степен успяват практически да приложат научените знания и умения. Оценяването само по себе си е средство за обучение и дава обратна връзка за достигнатото ниво на подготовка. То е пряко свързано с качеството на обучение, а самата оценка трябва да е обективна, да отразява адекватно постигнатите резултати и да стимулира обучаемите да надграждат своите познания. Оценката е показателят, чрез който се контролират обучаемите и чрез който се наблюдава техният напредък в учебния процес. Обучаемите трябва да са добре запознати с методиката за оценяване и да разбират нейната цел, в противен случай, получените оценки няма да бъдат показател за техните знания и умения.

Качественото обучение налага непрекъснато усъвършенстване на методиката на летателна подготовка и използването на съвременни технически средства. Използването на компютърни средства за

професионалната подготовка и автоматизираните системи за обучение са придобили важно значение в настоящо време.

Разработения в дисертацията комплексен алгоритъм и неговото прилагане представлява част от процеса на оценяване на техниката на пилотиране на летателния състав от Военновъздушните сили на Р. България, провеждащ първоначално обучение на учебно-тренировъчен самолет Pilatus PC-9M. Алгоритъмът позволява, автоматично и с голяма достоверност, да се идентифицират изпълняваните в полетните упражнения елементи, като за целта се използва записаната информация от регистратора на полетни данни на самолета. В зависимост от стойностите на полетните параметрите, с които елементите се изпълняват, и спрямо приетите нормативи за оценка, всеки елемент може да бъде оценен обективно. Оценката на всеки елемент, участва във формирането на оценката на полетните упражнения, а тя от своя страна във формирането на общата оценка на новото на подготовка на обучаемите.

В първа глава е направен литературен обзор и е описано актуалното състояние на формулирания проблем. Посочени са целите на дисертационния труд, като за тяхното осъществяване са представени основните задачи и методите за решаването им. Описани са очакваните крайни резултати от проведеното изследване.

Във втора глава е представен регистраторът на полетни данни на самолет Pilatus PC-9M. Разгледан е процеса по автоматична обработка на полетните данни и анализът на техниката на пилотиране по данни от средствата за обективен контрол. Описана е автоматизацията на идентифициране на полетни елементи и откриване на нарушения в мерките за безопасност и експлоатационните ограничения на летателния апарат. Описана е техниката на пилотиране на елементите, изпълнявани в полетните упражнения от прост и сложен пилотаж на самолет Pilatus PC-9M от хоризонтална, вертикалната и наклонената равнини. На всеки елемент е направен качествен анализ по записи от CVFDR на самолета. Формирани са математическите модели за автоматична идентификация на полетните елементи. Посочен е начинът за формиране на количествената оценка на техниката на пилотиране на полетните елементи, в съответствие с утвърдените нормативи за оценка.

В трета глава са описани разработената методика и софтуер за оценяване на полетните упражнения и създаването на среда за електронна база данни с информация за всеки обучаем. Описано е разработването на

комплексен алгоритъм за автоматична обработка и анализ на полетните данни, автоматично идентифициране и оценка на отделните елементи, оценка на полетните упражнения и оценка на цялостното представяне на обучаемите. Посочени са изводите от проведените изследвания и разработки.

В резултат на дисертационния труд са получени следните резултати:

- създадени са математически модели за идентифициране на полетните елементи от просия и сложен пилотаж, изпълнявани със самолет Pilatus PC-9M;
- разработен е алгоритъм за автоматична обработка на полетните данни, записвани от средството за регистрация на полетни данни на самолет Pilatus PC-9M;
- разработен е алгоритъм за автоматично разпознаване на елементите на полета;
- разработен е алгоритъм за автоматична оценка на техниката на пилотиране на изпълняваните полетни елементи в упражненията;
- предложена е методика за оптимизиране на количествената оценка на техниката на пилотиране на обучаемите, при провеждане на летателната подготовка със самолет Pilatus PC-9M.

Разработеният комплексен алгоритъм за автоматична обработка, анализ и оценка на полетните данни, и предложената методика за оптимизиране на количествената оценка на техниката на пилотиране на обучаемите са реализирани софтуерно, и са приложени за самолет PC-9M.

ГЛАВА 1. СЪСТОЯНИЕ НА ПРОБЛЕМА И ЦЕЛ НА ИЗСЛЕДВАНЕТО

1.1. Формулиране на проблема

От 2003 г. Военновъздушните сили на Р. България разполага с шест учебно-тренировъчни самолета Pilatus PC-9М. Те са предназначени основно за провеждане на летателно обучение на летателен състав, необходим за нуждите на Българската армия.

В днешно време ограниченият ресурс на авиационна техника и лошо логистично осигуряване, породени от недостатъчно отпусканите финансови средства, водят до затруднено обучение на летци-пилоти. Поради системното недофинансиране и недоосигуряване обучаемите завършват с недостатъчно количество летателни часове и без необходимото ниво на подготовка. Това ограничава и забавя професионалното им развитие, независимо в кое военно формирование са разпределени, и води до демотивация и нежелание за кариерно израстване.

Ограниченият ресурс води до намаляване на часовете необходими за придобиване на различните видове летателни подготовки. Това от своя страна повишава изискванията към обучаемите. Те трябва за кратко време и с намалено количество часове да покрият изискванията за придобиването на съответната летателна подготовка. Ясно е, че обучаемите са хора с различни характери и способности, въпреки че са подбрани по еднакви критерии, те усвояват по различен начин и с различни темпове новата материя. Всички тези фактори влияят на качеството на обучение и по един или друг начин затрудняват работата на инструкторския състав при формирането на оценката на обучаемите.

За да се определят натрупаните знания и умения, както и достигнатото ниво на подготовка по време на обучението, обучаемите трябва да бъдат оценени. Оценяването на летателната задача е комплексен процес и се извършва по определени критерии и нормативи за оценка. То включва оценяване на теоретичните познания, практическите умения, темпът на успеваемост, физическата издръжливост и дисциплината на обучаемите. Поради немалкото негативни фактори влияещи на осигуряването на летателната подготовка на обучаемите и натовареността на инструкторския състав този процес също е затруднен. Това води до занижаване нивото на оценката и повишаване на субективния фактор.

Оценяването на летателната задача и получените оценки се съхраняват на хартиен носител и липсва електронна база данни с необходимата информация за всеки от обучаемите.

Използването на познатите модели за автоматична обработка и анализ на полетната информация и разработването на алгоритъм за автоматична оценка на изпълняваните елементи биха довели до намаляване на субективния фактор и оптимизиране на оценката на полета. Основно предизвикателство се явява точното идентифициране на изпълняваните елементи и прилагането на утвърдените нормативи за оценка.

Моделите за автоматично разпознаване на етапите и елементите на полета включват набор от логически променливи, характеризиращи изпълнението на всеки един полетен елемент и особеностите в техниката на пилотиране на летателния апарат. Информация за полетните параметри, необходими за формирането на логически променливи, се взима от средството за регистрация на полетни данни, монтирано на борда на летателния апарат.

1.2. Актуалност на проблема

Актуалността на разглеждания в дисертационния труд проблем се състои в липсата на метод за автоматична обработка на полетните параметри, автоматичното идентифициране на полетните елементи, изпълнявани в летателните упражнения, и обективно формиране на тяхната количествена оценка.

Оптимизирането на оценката на техниката на пилотиране, в частност количествената оценка, ще доведе до запазване на високото ниво на обучение и намаляване на субективния фактор при формирането ѝ.

Необходими стъпки за оптимизация на количествената оценка:

- системно актуализиране на документите регламентиращи летателната дейност;
- реализъм, ефективност и гъвкавост в подготовката;
- съвременна методика с достъпни програми за обучение;
- осъвременени критерии и ясни нормативи за оценка;
- автоматизирана обработка и анализ на полетните данни;
- автоматично идентифициране на елементите, изпълнени в полетните упражнения;
- автоматична оценка на изпълняваните упражнения и достигнатото ниво на подготовка;

- създаване на електронна среда с база данни за всеки обучаем, с единен потребителски интерфейс.

Съвременните методики на обучение налагат интегрирането на компютърен софтуер за автоматизирана обработка и анализ на полетните данни, в който се използват модели за автоматично идентифициране на полетните елементи.

Изграждането на комплексен алгоритъм за автоматична обработка и анализ на полетните данни, автоматичното идентифициране на полетните елементи и автоматичното формиране на количествената оценка на всеки елемент, ще допринесе за повишаване ефективността на работа на инструкторския състав във връзка с обективното оценяване на полетните упражнения и при оценката на представянето на обучаемите по време на летателната подготовка.

Електронната база от данни с оценките на полетните упражнения и нивото на подготовка на обучаемите, съхранявани в една интегрирана информационна система, ще позволи лесен достъпът до информацията за развитието, напредъкът и подготовката на обучаемите от всяко свързано авиационно формирование.

1.3. Литературен обзор

Бързото развитие на авиационното образование генерира необходимост от проектиране на системи за автоматична оценка на полета, което би подпомогнало работата на инструкторския летателен състав. Гарантирането на обективността на оценката е трудно. Оценката е обективна, само когато се извършва съобразно предварително зададени критерии. Оценяване на полетните елементите и упражненията, заложените в програмата за обучение, може да бъде изпълнено автоматизирано чрез методи за оценка, използващи записите на полетни данни на летателния апарат [83, 84].

Летателната подготовка е многокомпонентен процес и изисква добре да се познават документите, регламентиращи летателната дейност с военни въздухоплавателни средства в Република България. Щабът на ВВС разработва и въвежда в действие документите, определящи основните правила за провеждане на полети [11, 27, 29, 30, 31, 32, 33].

На базата на въведените документи, които се смятат за основополагащи, на ниво авиационно формирование се разработват документите определящи обема, съдържанието и последователността на

летателната подготовка, както и качественият контрол на летателния състав [15, 27, 29, 31, 33, 36].

При разработването на програмите за обучение са взети предвид правилата и процедурите, установени с нормативни актове, регламентиращи въздухоплаването в Република България, както и общите изисквания на стандартите и препоръчителните практики на Международната организация за гражданска авиация ICAO.

По време на обучението на летателния състав се използват също техническа литература [38, 43] и инструкциите на летателния апарат за експлоатация [36, 81, 82].

По програмите за обучение се разработват методически схеми на полетните упражнения, включващи съдържанието, реда и последователността за изпълнението на упражнението, мерките за безопасност и нормативите за оценка.

Основна част от създаването на комплексен алгоритъм за автоматична обработка, анализ и оценка на полетната информация е изборът на модели за идентифицирането на елементите в упражненията. Отчитат се особеностите в техниката на пилотиране на летателния апарат [36, 66, 81, 82] и средството за регистрация на полетни данни [43], така че да бъдат обхванати възможно най-много елементи, а разпознаването им да е максимално достоверно.

Съвременните системи за регистрация на полетни данни позволяват автоматизиране на този процес. Записът се обработва на отделни етапи, като основните операции са от типа на сравнение на стойностите на записаните параметри с предварително заложиени прагове и константи, и последващи логически операции с резултатите от сравнението [7, 8, 22, 60, 85, 87]. Подобен метод е използван на регистратор от типа ТЕСТЕР [7, 8]. Броят на записваните параметри е определящ при създаването на модели за автоматично и точно разпознаване на елементите в полета.

Моделите дават много добра точност при изпълнението на елементите със зададени параметри, но ако се допусне голямо отклонение в някой от параметрите, точността намалява. Това налага използването на прагови стойности, чийто подбор трябва да е такъв, че да не се допуска фалшиво разпознаване или изпускане на елемент. Проверката на модела и задаването на оптимални прагови стойности на полетните параметри са едни от начините за повишаване на неговата точност.

Моделите за автоматична идентификация на полетните елементи се формират на базата на записаните от регистратора на полетни данни параметри, маневрените характеристики на летателния апарат и особеностите в техниката на пилотиране [1, 6, 10, 25, 34, 59, 60].

Създаването на математически модел зависи от това в коя пространствена равнина е изпълнен полетният елемент и възможностите на записващото устройство. Поради развитието на средствата за регистрация на полетни данни се появяват начини за усъвършенстване на математическите модели, което спомага за по-точно и достоверно разпознаване на елементите [60, 85, 86, 87].

При формирането на алгоритъм за идентификация на елементите от полета се използва построяване на техните логически модели. Съгласно този подход всеки елемент се поставя в съответствие с логическа функция, съставена от бинарни логически променливи, характеризиращи отделните параметри на полета [7, 8, 12].

При правилното идентифициране на полетните елементи и използването на утвърдените нормативи за оценка може да се извърши автоматична оценка на всеки елемент като се сравнят записаните стойности на оценяваните параметри със зададените такива [33]. Оценяването е многокомпонентен процес, а оценката трябва да изпълнява следните функции: диагностична, информативна, дидактическа, мотивационна, селективна. Оценяването трябва да е обективно и да включва нови и усъвършенствани методи и форми [28, 52, 77].

Реализирането на алгоритъма изисква софтуерна среда за числен анализ и програмен език, която да позволява операции за изследване на числови редици, изчертаването на графики, програмна реализация на алгоритми и разработването на приложения с графичен потребителски интерфейс [5, 13, 39, 41, 47, 67, 73, 76, 88, 89].

1.4. Цел на дисертационния труд

Основната цел на дисертационния труд е да се разработи методика за оптимизиране на количествената оценка на техниката на пилотиране при първоначалното обучение на летателния състав и да се създаде среда за електронна база данни за обучаемите, като се използва компютърен софтуер за разработване на алгоритми и приложения. Това би довело до намаляване на субективния фактор при оценяването и повишаване на качеството на обучение.

Субективният фактор може да се намали като оценката на изпълнените елементи от полетната задача се извърши автоматично, точно и съгласно утвърдените нормативи за оценка, като се използва записът от регистратора на полетни данни на летателния апарат.

Със създаването на среда за електронната база данни с оценките и информацията от изпълнените полетни задачи, личните досиета на обучаемите ще станат електронни, а достъпът до тях ще има командно-инструкторският състав от различните авиационни формирования (центрове за обучение), в една интегрирана информационна система за следене нивото на летателна подготовка.

1.5. Основни задачи

За осъществяване на поставената цел се изисква решаването на следните основни задачи:

1. Представяне на актуалното състояние на съществуващата методиката за оценка на техниката на пилотиране;
2. Изграждане и усъвършенстване на моделите за автоматично идентифициране на полетни елементи, изпълнявани на самолет РС-9М, при първоначалното обучение на летателния състав;
3. Създаване на приложение за автоматична оценка на полетните упражнения и електронна база данни за всеки обучаем;
4. Разработване на алгоритъм за автоматична обработка и анализ на информацията, записана от средството за регистрация на полетни данни на самолет РС-9М;
5. Разработване на алгоритъм за автоматично идентифициране на изпълняваните елементи в полетните упражнения;
6. Разработване на алгоритъм за автоматична оценка на разпознатите полетни елементи, оценка на упражненията и цялостна оценка на нивото на подготовка на обучаемите.

1.6. Избор на методи за решаване на основните задачи

За реализирането на основните задачи е избран обект за изследване самолет Pilatus PC-9M и следните методи.

За задача 1:

- запознаване със съществуващите нормативни документи, регламентиращи провеждането на летателна дейност с ВоВС във Военновъздушните сили на Р. България;
- запознаване с програмите и методиката на обучение на летци-пилоти на самолет РС-9М;

- запознаване с нормативите за оценка на изпълняваните елементи в полетните упражнения и критериите за формиране на крайната оценка за достигнатото ниво на подготовка.

За задача 2:

- запознаване с възможностите на регистратора на полетни данни на самолет РС-9М;
- описание на техниката на пилотиране на полетните елементи, изпълнявани в летателните упражнения;
- изграждане на математическите модели за автоматично откриване и разпознаване на елементите.

За задача 3:

- разработване на компютърно приложение за автоматична обработка, анализ, оценка и съхранение на полетната информация.

За задача 4:

- автоматична обработка и анализ на записаната от CVFDR полетна информация;
- избор на критерии за разделянето на записа с полетни данни на участъци с вероятното местоположение на търсените елементи;
- извличане на стойностите на параметрите, необходими за идентифициране на полетните елементи;
- определяне на отклонения в записаните параметри, довели до нарушаване на мерките за безопасност.

За задача 5:

- задаване на основни, спомагателни и допълнителни параметри за анализ на отделените участъци в записа;
- избор и задаване на прагови стойности на параметрите;
- прилагане на математическите модели за автоматично идентифициране на полетните елементи и етапите на полета.

За задача 6:

- автоматично прилагане на утвърдените нормативи за оценка на изпълняваните елементи;
- прилагане на утвърдените критериите за автоматичното формиране на общата оценка на техниката на пилотиране на обучаемите и крайната оценка при завършване на летателната подготовка.

1.7. Очаквани резултати

Очакваните резултати от дисертационния труд са:

- работещ алгоритъм за автоматична обработка на полетната информация;
- работещ алгоритъм за идентифициране на изпълняваните полетни елементи в упражненията;
- работещ алгоритъм за автоматична оценка на елементите и полетната задача;
- работещо компютърно приложение за автоматична оценка на елементите от полета и електронна база данни с информация за всеки обучаем;
- оптимизиране на количествената оценката на техниката на пилотиране чрез намаляване на субективния фактор и повишаване ефективността на работата на инструкторския състав при оценяването на обучаемите;
- обективно и лесно формиране на крайната оценка на нивото на обучение.

Компютърното приложение за оценка на полетните задачи ще позволи, използвайки записите от регистратора на полетни данни на летателния апарат, да се извършва автоматичен качествен анализ на изпълняваните упражнения и автоматично да се поставя тяхната количествена оценка. Всеки обучаем ще има своя база от данни, в която ще бъде съхранявана цялата необходима информация за неговото обучение, изпълнените от него полетни упражнения и поставените им оценки. На базата на оценките от изпълнените упражнения и съгласно приетите критерии за оценка, ще може да се определи крайната оценка за достигнатото ниво на подготовка.

Основните задачи, които решава един компютърен софтуер за анализ на полетната информация и автоматична оценката на техниката на пилотиране са:

- контрол на последователността, пълнотата и качеството на изпълнение на полетното задание;
- обективна оценка на техниката на пилотиране и нивото на подготовка на обучаемият;
- разкриване на пропуските и грешките в техниката на пилотиране при изпълнение на елементите от упражненията.

ГЛАВА 2. АНАЛИЗ НА ДАННИТЕ ОТ СРЕДСТВАТА ЗА ОБЕКТИВЕН КОНТРОЛ НА ЛЕТАТЕЛНИЯ АПАРАТ И ОЦЕНКА НА ТЕХНИКАТА НА ПИЛОТИРАНЕ

2.1. Регистратори на полетни данни

2.1.1. Общи сведения

Регистраторите на полетни данни представляват електронни устройства, които автоматично записват и съхраняват важната за полета информация, свързана с управлението на летателния апарат, работата на отделните системи, комуникацията на екипажа с ръководителя на полета (други летателни апарати) и звуците в кабината. Свалената информация служи за извършване на обективен контрол на полета, следене на техническото състояние на летателния апарат, както и за разследване на инциденти, настъпили по време на полета. Съвременните регистратори дават възможност да се запише голям брой полетни данни на сравнително малък и сигурен носител, а информацията може лесно да бъде свалена, обработена и анализирана.

Регистраторите на полетни данни включват устройства, които записват параметрите на полета и информацията за работата на отделните системи на летателния апарат (Flight Data Recorders – FDR), устройства, които записват звуците от кабината на летателния апарат и разговорите между членовете на екипажа и други участници в полета (Cockpit Voice Recorder – CVR), както и такива, които записват изображения в кабината на летателния апарат (Airborne Image Recorder – AIR) и автоматизирани съобщения (Data Link Recorder – DLR).

По своето предназначение регистраторите се делят на:

- **аварийни** – използват се при разследване на летателни произшествия и осигуряват запазването на записаната информация и при разрушаване на летателния апарат;
- **експлоатационни** (Quick Acces Registrator – QAR) – използват се за контрол на техническото състояние на летателния апарат, безопасността на полетите и техниката на пилотиране;
- **изпитателни** – използват се при изпитания на авиационна техника и записват много повече параметри от тези, които се контролират при обичайната експлоатация.

По вида на запис на информацията регистраторите на полетни данни биват:

- **механични** – информацията се записва на лента (хартиена или

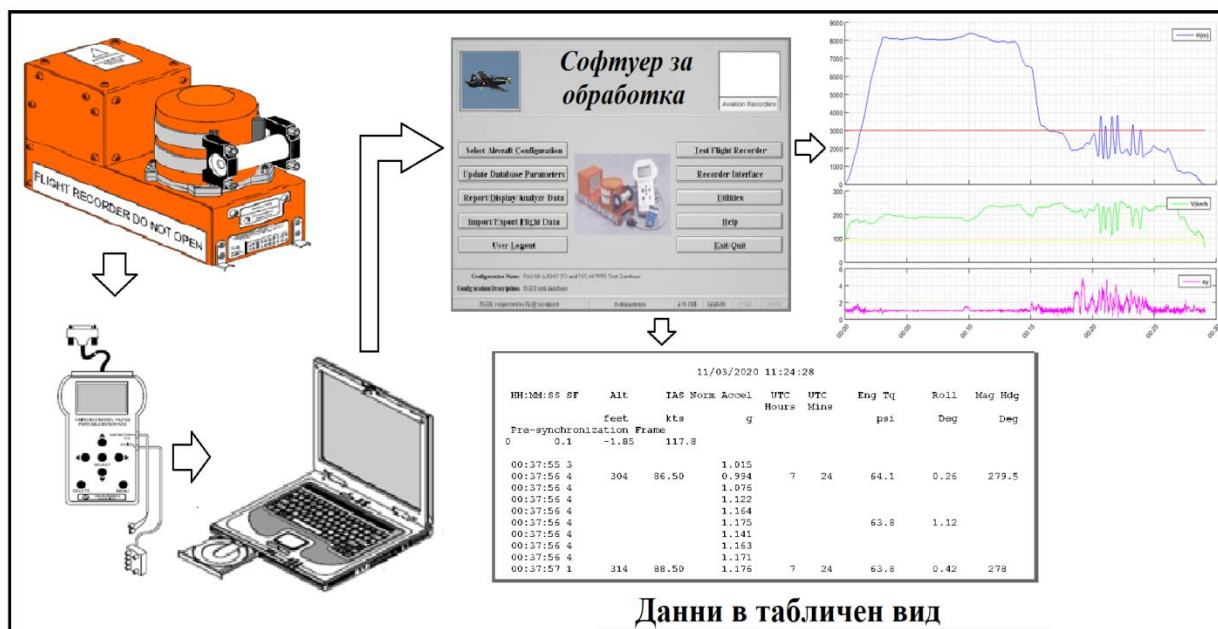
метална) с мастило или чрез надраскване. Записват малко на брой параметри;

- **оптични** – информацията се записва на фотолента (САРПП-12);
- **магнитни** – информацията се записва на магнитен носител като време-импулсен, честотен или цифров код(МСРП-64, МСРП-256);
- **с твърда памет** – такива са регистраторите на практически всички съвременни летателни апарати.

Изискванията към регистраторите на полетни данни са много високи по отношение на физическите условия за съхраняване на записаната информация. Те трябва да издържат на големи разлики в температурите, много високо налягане, големи претоварвания и да са водонепропускливи. Обикновено са боядисани в ярки цветове (жълто или оранжево) и имат аварийен предавател на местоположението (Emergency Location Transmitter – ELT).

Експлоатационните регистратори на полетни данни (QAR) се използват за да бъде подобрена безопасността на полетите и ефективността при експлоатацията на авиационната техника. Информацията за работата на отделните системи на летателния апарат може лесно да бъде свалена и анализирана с подходящ софтуер.

Броят и продължителността на записваните параметри зависят от типа регистратор на полетни данни и вида на летателния апарат.



Фигура. 2.1. Поток на данните в система за обективен контрол на самолет РС-9М.

На фигура 2.1 е представен потокът на информация от датчиците на борда на летателния апарат през регистратора на полетни данни и софтуера за обработка на записаната информация до потребителя.

Компютърните технологии и софтуерът позволяват бърза и точна обработка на свалената информацията с възможност за визуализация. Записаната информация може да бъде представена в графичен или табличен вид.

2.1.2. Регистратор на полетни данни на самолет PILATUS PC-9M

Самолет Pilatus PC-9M е учебно-тренировъчен самолет, който се използва за първоначално обучение на летателен състав. Той е снабден със съвременно оборудване и притежава средства за регистриране и обработка на полетната информация [43]. Основните средства за обективен контрол и анализ на данните от полета на летателния апарат са:

- Регистратор на полетни данни – Cockpit Voice And Flight Data Recorder – CVFDR;
- Система за видеозапис.

CVFDR се използва за запис и съхранение на всички важни параметри на полета, данните от датчиците, следящи работата на двигателя и на отделните системи на летателния апарат, както и радиоразговорите и звуците в кабината на летателния апарат. Системата може да записва непрекъснато всички важни параметри в продължение на 25 часа за полетната и 2 часа за звуковата информация в стандартно качество (30 мин. високо качество).

Информацията свалена от CVFDR може лесно да бъде обработена и изобразена, чрез софтуер, който позволява да бъдат отделени желаните параметри на полета – Read Out Support Equipment (ROSE).

Превишаването на ограниченията на летателния апарат и грешки в техниката на пилотиране, които биха могли да доведат до нарушаване на мерките за безопасност или до повреда по летателния апарат, могат лесно да бъдат засечени.

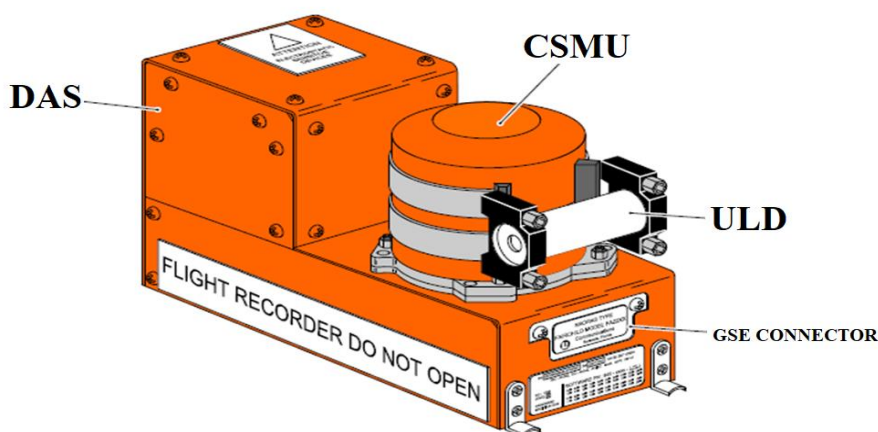
Системата включва следните компоненти:

- контролен панел;
- индикатор за грешки в устройството;
- 10g ограничител;
- регистратор на данни (CVFDR);
- преобразувател на данни – RS422/ARINC 429;
- външен конектор.

RS422/ARINC 429 е предназначен да преобразува RS422 данните за параметрите на работата двигателя от SICU (Sensor and Interface Control Unit) в ARINC 429 формат.

Регистраторът на данни се намира в отделение, разположено в тялото на летателния апарат зад втора кабина и е боядисан в оранжево. Той се състои от (фигура 2.2.):

- твърда памет (Crash Survivable Memory Unit – CSMU);
- блок за събиране на данни (Data Acquisition Section – DAS);
- устройство за локация (Underwater Location Device – ULD), което е разположено хоризонтално пред CSMU и е снабдено с батерия, издържаща 6 години.
- конектор – служи за извличане на записаната информация и проверка на работа на системата лесно, без да е необходим достъп до отсека с отделните електронни блокове. Той се намира зад втория пилот в задна кабина.



Фигура 2.2. Регистратор на полетни данни.

Параметрите записвани от регистраторът на полетни данни CVFDR са дадени в Приложение 1.

Записаната информация на CVFDR може да бъде изтеглена и използвана за следене състоянието на системите на летателния апарат при периодичното му обслужване.

Речевата информация може да се възпроизведе само когато CVFDR е премахнат от летателния апарат и се захрани от стенд.

2.1.2.1. ROSE – характеристики и предназначение

Програмата се използва за извличане, съхранение и анализ на полетните данни от CVFDR на летателния апарат, както и за автоматично тестване на системата за запис на полетни данни. Тя има следните характеристики:

- съхранение на спецификацията на различни самолети;
- лесен достъп до записаните полетните данни;
- възможност за бързо обработване и анализ на свалените данни;
- съхранение, архив и експорт на свалената информация;
- възможност за филтриране на определени параметри;
- извличане и прехвърляне на данни от други подобни програми;
- изобразяване на свалените полетни данни и параметри под формата на текст, графика, таблица или комбинирано;
- защита на свалената информация;
- тестване на системата за грешки.

2.2. Анализ и оценка на техниката на пилотиране по данни от средствата за обективен контрол

Във ВВС на Република България има функционираща система за оценка на изпълнените задачи по техника на пилотиране и бойно използване чрез записите от средствата за регистрация на полетни данни на летателния апарат. Тази оценка се извършва на две нива – качествен анализ на изпълняваните упражнения и количествена оценка на елементите от упражненията.

2.2.1. Качествен анализ на техниката на пилотиране

Под качествен анализ на техниката на пилотиране се разбира анализът на данните от изпълнената полетна задача, записани от средствата за обективен контрол на борда на летателния апарат. Качественият анализ се прави с цел да се определят етапите на полета, изпълнените елементи в упражненията или отклонения от реда за изпълнение на полетните елементи.

Качественият анализ включва:

- определяне етапите на полета (излитане, маневриране, кацане);
- определяне на изпълнените елементи;
- определяне на реда и последователността на изпълнение на елементите;
- определяне на допуснати отклонения и грешки в действията на пилота.

За изготвяне на качествен анализ на полета е необходимо добре да се познават техническите особености на летателния апарат, неговите маневрени възможности и експлоатационни ограничения, както и елементите, изпълнявани в планираните упражнения.

За да бъде достоверно определянето на етапите или елементите от полета е необходимо при анализа на полетните данни да се използват максимален брой записани полетни параметри.

Най-общо записът от средството за регистрация на полетни данни се разделя на участъци, които са определени от предварително избран критерий, като в тези участъци се следи изменението на всички параметри, използвани при анализа, характеризиращи техниката на пилотиране на полетните елементи.

При извършването на качествен анализ на полета най-важна информация съдържат записите на скоростта (V), височината (H), нормалното претоварване (ny), ъгъла на тангаж (θ), напречния наклон на летателния апарат (γ), направлението на полета (ψ), режимът на работа на двигателя (tq) и положението на механизацията на летателния апарат (Ac).

По изменението на скоростта, височината и направлението се определя правилното изпълнение на полетния елемент. При изпълнението на всеки елемент претоварването се променя по определена закономерност. По изменението на претоварването и режимът на работа на двигателя може да се съди за умението на обучаемия уверено да поддържа установения режим на полета.

При качествен анализ на полетните елементи е важно да се определи спазването на параметрите в зададените контролните точки. Контролни точки при изпълнението на елементите се явяват:

- началото и края на елемента;
- горната (долна) точка на елемента;
- зададени ъгли на напречен наклон, тангаж и курс.

За целта на изследването са разгледани записите на полетните данни, регистрирани при провеждането на учебно-превозни и самостоятелни полети в зона за изпълнение на елементи от простия пилотаж и елементи от сложния пилотаж. Данните са свалени от средството за регистрация на полетни данни (CVFDR) на самолет Pilatus PC-9M.

При първоначалното обучение елементите се изпълняват със зададени стойности на полетните параметри.

2.2.2. Автоматична обработка и анализ на полетните данни

Автоматичната обработка и анализ на полетните данни се изпълнява в следната последователност: откриване, идентификация и документиране на следните събития:

- нарушаване на мерките за безопасност и експлоатационните ограничения на леталния апарат;
- откриване на отделните етапи на полета и изпълнените елементи в упражнението;
- реда, обема и последователността на изпълнените елементи.

Автоматичната идентификация на посочените събития изисква разработката на ефективни и достатъчно точни алгоритми за логическа обработка на полетната информация. Всички подлежащи на идентификация събития се представят във вид на логически функции от бинарни логически променливи, формирани върху множеството регистрирани в полет параметри. Логическата функция се явява описание на събитието и включва изчислителни, логически и други операции [7, 8].

Резултатите от автоматичната обработка трябва да се получат и оформят във времето, определено от подготовката на самолета за повторен полет.

Обработката на полетната информация преминава през следните етапи:

Етап на измерване:

- определяне на честотата на измерване;
- определяне на броя на разрядите;
- тестване и калибриране;
- получаване на физическото явление в код;
- формиране на резултат.

Първична обработка:

- проверка за грешки при предаването на данните;
- получаване на параметрите;
- филтрация, интерполация и екстраполация на параметрите;
- повишаване на точността на параметрите;
- сортиране и съхранение.

Вторична обработка:

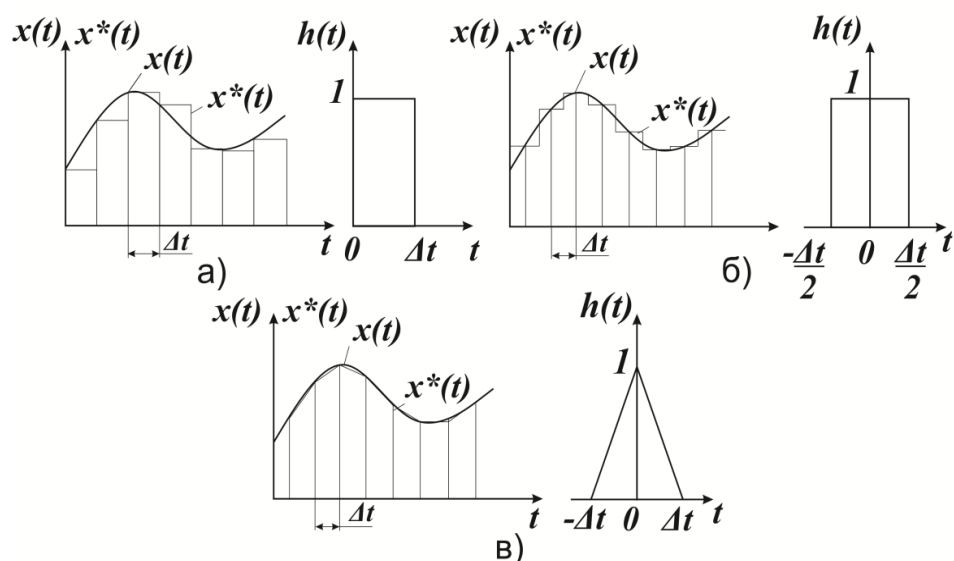
- контрол спазването на безопасността на полета;
- качествен анализ и количествена оценка на изпълняваните упражнения;
- контрол на правилната експлоатация на системите на летателния апарат;
- анализ на резултатите от изпълнените задачи.

Първичната обработка включва определяне на честотата на дискретизация и точността на възстановяване на измерените параметри.

Честотата на дискретизация зависи от динамичния диапазон на сигнала и способите за възстановяване на параметъра. Ниските честоти на дискретизация водят до затруднена изчислителна обработка.

При наличие на шумове се прилагат допълнителни мерки за филтрация на полетните данни.

Процесът на интерполация е свързан с вмъкване на допълнителни измервания във входната последователност, което води до разширяване на размера на векторите. На фигура 2.3. са изобразени най-разпространените видове интерполация (а – несиметрична, б – симетрична, в – линейна).



Фигура 2.3. Интерполация и използваните импулсни преходни функции.

При прилагането на някой от видовете интерполация се получава отклонение на $x^*(t)$ от изходния измерен параметър $x(t)$, това се оценява с различни показатели.

Показател равномерно приближаване – отчита краткотрайните изменения на стойностите на параметрите във възстановените измервания.

$$(2.1) \quad \epsilon_{\Delta t} = \max |x(t) - x^*(t)|$$

Средноквадратичен показател:

$$(2.2) \quad \bar{\epsilon}_i^2(t) = \frac{1}{\Delta t_1} \int [x(t) - x^*(t)]^2 dt, \quad t \in [t_i, t_{i+1}]$$

Вторичната обработка на параметрите на полета включва качествен анализ на измервателната информация. Възможностите ѝ се определят от способността за сегментация на измерванията, прилагане на подходящите модели за идентификация на различни по характер събития и

автоматизирано използване на значителна по обем информация относно разпознаването на отделните етапи и елементи на полета.

2.2.2.1. Идентификация на изпълняваните полетни елементи

Автоматичното идентифициране на отделните етапи на полета и изпълнените елементи се осъществява като се построят техните логически модели. Всеки етап или елемент се представя със съответната логическа функция Y_i , съставена от бинарни логически променливи X_i , характеризиращи неговите особености, като изменението на височината, скоростта, претоварването, направлението, наклон на летателния апарат и др. Елементите могат да се разделят на участъци, като всеки участък да се моделира. За да се повиши точността се въвеждат и допълнителни условия, като времето на изпълнение t , режимът на работа на силовата установка, работа с механизацията и др.

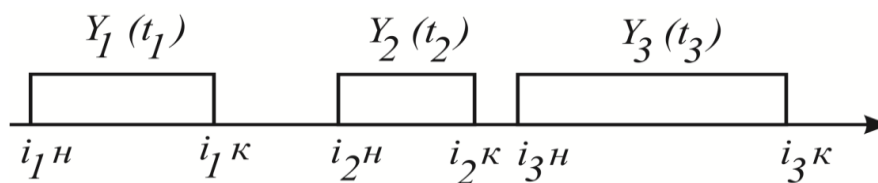
X_i ще приеме стойност „1“, ако е изпълнено зададено условие на изследвания параметър P . Използват се следните операции:

$$(2.3) \quad X_i = 1 \leftrightarrow \begin{cases} P = P_{\text{зад}} \\ P \leq P_{\text{зад}} \\ P \geq P_{\text{зад}} \\ P \in [P_{\text{зад}_1}, P_{\text{зад}_2}] \end{cases}$$

При формирането на логическите функции се използват логически операции като „и“(&), „или“(|), „ако“($\Leftrightarrow$) и др.

$$(2.4) \quad Y_i = X_1 \& X_2 | X_3 \& \dots \& X_i$$

От особено значение при анализа е правилното определяне на началото и края на етапа или елемента – i .



Фигура 2.4. Продължителност на полетния елемент(етап).

Надеждното определяне на X_i зависи от прагови стойности δ , които представляват предварително зададени коефициенти, зависещи от точността на запис на бордното средство за регистрация на полетни данни и летателните характеристики на самолета. Задаването на прекалено малки или големи прагови стойности ще доведе до фалшиво включване или изключване на логическата променлива, съответно до фалшива идентификация или до пропускането на полетния елемент.

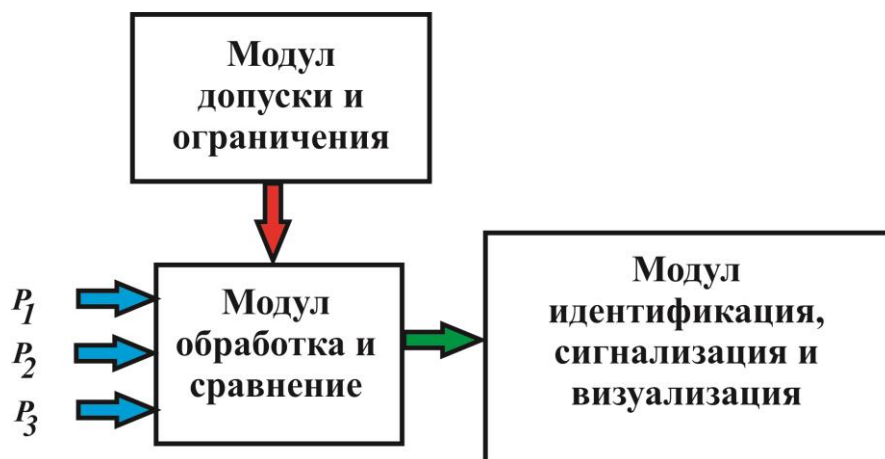
2.2.2.2. Откриване на нарушения в мерките за безопасност и експлоатационните ограничения на летателния апарат

Идентифицирането на нарушаване на мерките за безопасност и експлоатационните ограничения на летателния апарат в полет включва определяне на моментът на събитието (ако е настъпило такова) и стойностите на следните параметрите:

- височини под(над) зададените;
- максимални и минимални стойности на скоростта;
- скоростта на излитане, скоростта на кацане;
- число M ;
- максимални, минимални и нулеви стойности на претоварването;
- максимален напречен наклон на летателния апарат;
- максимални стойности на ъгъла на атака;
- моментите свързани с работата на механизацията;
- работа на силовата установка на земята и във въздуха.

Зададените стойности на посочените параметри се определят от вида на полета, височината на изпълнение на задачата, положението на механизацията и др. Местата с открити нарушения се анализират и се визуализират стойностите на параметрите.

Алгоритъмът за откриване на нарушенията основно се състои от три основни модула (фигура 2.5.).



Фигура 2.5. Алгоритъм за откриване на нарушения.

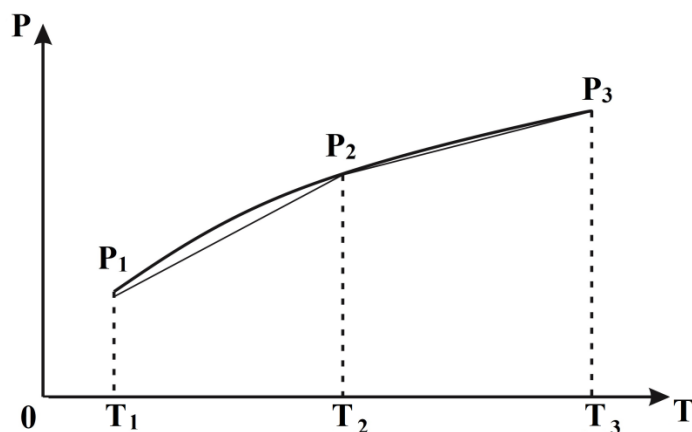
Експлоатационните ограничения на летателния апарат са описани в инструкцията по летателна и техническа експлоатация на ЛА.

Алгоритъмът за контрол зависи от тяхното представяне. Ако са в таблична форма (например зададени параметри, които не трябва да се превишават), се въвеждат логическите променливи X_i , които съответстват

на броя на зададените ограничения, и логическата функция Y_i , съответстваща на нарушението, може да се представи [7, 8]:

$$(2.5) \quad Y_i = f(X_1 \& X_2 \& \dots \& X_i)$$

Ако ограниченията са зададени в графична форма (фигура 2.6.).



Фигура 2.6. Графична форма на ограничение в параметъра.

В интервала $[T_1, T_2]$, значенията на параметъра P_i , формират границите на изменение на параметъра P , който е ограничен от кривата P_1P_2 . Ограничението на всеки участък се определя по формулата [7, 8]:

$$(2.6) \quad P_i = P_i + \frac{P_{i+1} - P_i}{T_{i+1} - T_i} (T - T_i)$$

Логическата функция описваща нарушението на този участък [7, 8]:

$$(2.7) \quad Y_i = X_1 \& X_2, \quad \begin{cases} X_1 = 1 \\ X_2 = 1 \end{cases} \leftrightarrow \begin{cases} T \in [T_i, T_{i+1}] \\ P > P_i \end{cases}$$

Ако параметърът P премине над зададената крива се идентифицира събитие.

Ако ограниченията са от типа на допустимо време t , в течение на което стойностите на определен параметър P могат да превишат зададеното ограничение P_0 , ако неравенството $P \geq P_0$ се изпълни, налице е нарушение ($X_i = 1$) [7, 8].

$$(2.8) \quad Y_i = f(X_1, X_2, \dots, X_i)$$

2.2.2.3. Автоматизация на разпознаването на етапите на полета и изпълняваните елементи

Съвременните цифрови системи за регистрация позволяват автоматизиране на процеса на обработка на полетната информация. Основните изчислителни операции са от типа сравнение на текущите

стойности на регистрираните параметри с предварително зададени такива и последващи логически операции върху резултатите от сравнението.

Съществуват два основни модела за автоматично разпознаване на етапите на полета или елементите от упражнението, които се явяват базови и могат да се надграждат и усъвършенстват [7].

2.2.2.3.1. Типови модели на елементите на полета

При типовите модели се формират логически променливи, които отразяват положението на центъра на маса на летателния апарат спрямо земната повърхност.

Логически променливи се формират като се използват следните съотношения на избраните за изследването параметри:

- $X_1^P \Rightarrow$ при: $-\delta(P) \leq \Delta P \leq +\delta(P)$;
- $X_2^P \Rightarrow$ при: $\Delta P > \delta(P)$;
- $X_3^P \Rightarrow$ при: $\Delta P < \delta(P)$.

Изборът на прагови стойности $\delta(P)$ при формирането на логически променливи оказва влияние върху достоверността на разпознаването.

Траекторията на полета може да се раздели с помощта на изменението на височината на три вида:

- T_1 – хоризонтален полет ($\Delta H = 0$);
- T_2 – изкачване ($\Delta H > 0$);
- T_3 – снижение ($\Delta H < 0$).

Това е първото ниво на детайлизация.

Изменението на курса позволява траекторията да се раздели още на:

- M_1 – полет без завой ($\Delta\psi = 0$);
- M_2 – полет със завой ($\Delta\psi \neq 0$).

Това е второто ниво на детайлизация.

Полетът със завой в зависимост от знака на $\Delta\psi$ може да се определи на ляв или десен.

- $M_{2д}$ – десен завой ($\Delta\psi > 0$);
- $M_{2л}$ – ляв с завой ($\Delta\psi < 0$).

Така се формират следните логически променливи.

- по височина:

$$(2.9) \quad \begin{aligned} X_1^H &\Rightarrow \text{при: } -\delta(H) \leq \Delta H \leq +\delta(H) \\ X_2^H &\Rightarrow \text{при: } \Delta H > \delta(H) \\ X_3^H &\Rightarrow \text{при: } \Delta H < \delta(H) \end{aligned}$$

- по курс:

$$(2.10) \quad \begin{aligned} X_1^\psi &\Rightarrow \text{при: } -\delta(\psi) \leq \Delta\psi \leq +\delta(\psi) \\ X_2^\psi &\Rightarrow \text{при: } \Delta\psi > \delta(\psi) \\ X_3^\psi &\Rightarrow \text{при: } \Delta\psi < \delta(\psi) \end{aligned}$$

При формирането на последователности от логически променливи X_i^H и X_i^ψ се получават следните комбинации (таблица 1.) [7].

Таблица 1.

Вид на траекторията	Променливи	Маньовър	Описание
Хоризонтален полет (Т ₁)	$T_1 = X_1^H$	Хоризонтален полет без завой M_1	$M_1 = X_1^H \cdot X_1^\psi$
		Хоризонтален полет със завой M_2	$M_2 = X_1^H \cdot \overline{X_1^\psi}$
		Хоризонтален полет с десен завой $M_{2д}$	$M_{2д} = X_1^H \cdot X_2^\psi$
		Хоризонтален полет с ляв завой $M_{2л}$	$M_{2л} = X_1^H \cdot X_3^\psi$
Изкачване (Т ₂)	$T_2 = X_2^H$	Изкачване без завой M_3	$M_3 = X_2^H \cdot X_1^\psi$
		Изкачване със завой M_4	$M_4 = X_2^H \cdot \overline{X_1^\psi}$
		Изкачване с десен завой $M_{4д}$	$M_{4д} = X_2^H \cdot X_2^\psi$
		Изкачване с ляв завой $M_{4л}$	$M_{4л} = X_2^H \cdot X_3^\psi$
Снижение (Т ₃)	$T_3 = X_3^H$	Снижение без завой M_5	$M_5 = X_3^H \cdot X_1^\psi$
		Снижение със завой M_6	$M_6 = X_3^H \cdot \overline{X_1^\psi}$
		Снижение с десен завой $M_{6д}$	$M_{6д} = X_3^H \cdot X_2^\psi$
		Снижение с лев завой $M_{6л}$	$M_{6л} = X_3^H \cdot X_3^\psi$

Формираните във времето последователности от логически променливи X_i^H и X_i^ψ дават възможност да се определи пространствената траектория на летателния апарат. За описанието на полетните елементи е необходим допълнителен параметър. Това е параметъра **ny**. С него се въвежда третото ниво на детайлизация. Трите съотношения са:

$$(2.11) \quad \begin{aligned} X_1^{ny} &\Rightarrow -\delta(ny) \leq ny \leq +\delta(ny) \\ X_2^{ny} &\Rightarrow ny > \delta(ny) \\ X_3^{ny} &\Rightarrow ny < \delta(ny) \end{aligned}$$

Трите съотношения определят праволинейност или изкривяване на траекторията. Колкото по-голямо е претоварването, толкова по-интензивно се изменя траекторията на летателния апарат.

Могат да се дефинират следните елементи $E\Phi_1 \div E\Phi_6$ (таблица 2.)[7].

Таблица 2.

Означение	Елемент	Описание
ЕФ₁	Праволинейно изкачване /без завой с $n_y = 1$ /	M₃($n_y = 1$) или ($\Delta H > 0$).($\Delta \psi = 0$).($n_y = 1$)
ЕФ₂	Енергично изкачване без завой с $n_y > 1$ във вертикалната плоскост по изпъкнала крива	M₃($n_y > 1$) или ($\Delta H > 0$).($\Delta \psi = 0$).($n_y > 1$)
ЕФ₃	Енергично изкачване със завой с $n_y > 1$ по изпъкнала крива	M₄($n_y > 1$) или ($\Delta H > 0$).($\Delta \psi \neq 0$).($n_y > 1$)
ЕФ₄	Праволинейно снижение /без завой с $n_y = 1$ /	M₅($n_y = 1$) или ($\Delta H < 0$).($\Delta \psi = 0$).($n_y = 1$)
ЕФ₅	Енергично снижение без завой с $n_y > 1$ във вертикалната плоскост по изпъкнала крива	M₅($n_y > 1$) или ($\Delta H < 0$).($\Delta \psi = 0$).($n_y > 1$)
ЕФ₆	Енергично снижение със завой с $n_y > 1$ във вертикалната плоскост по изпъкнала крива	M₆($n_y > 1$) или ($\Delta H < 0$).($\Delta \psi \neq 0$).($n_y > 1$)

За разпознаване на фигури от пилотажа свързани с напречното въртене на летателния апарат – ЕФ₇, се използва последователност от три допълнителни съотношения:

- изменението на крена над зададена стойност:

$$(2.12) \quad \gamma > \Delta\delta(\gamma)$$

- постоянството на знака на изменение:

$$(2.13) \quad \Delta\gamma = const$$

- изменението на крена под зададена стойност:

$$(2.14) \quad \gamma < \Delta\delta(\gamma)$$

При обработка на данните се прилага комбиниране на видовете траектория $T_1 \div T_3$, маньоврите $M_1 \div M_6$ и елементите ЕФ₁ ÷ ЕФ₇.

За повишаване нивата на детайлизация се използват спомагателни и допълнителни параметри като се въведат нови логически променливи, описващи тяхното изменение.

Съотношения по скорост:

$$(2.15) \quad \begin{aligned} X_1^V &\Rightarrow \text{при: } -\delta(V) \leq V \leq +\delta(V) \\ X_2^V &\Rightarrow \text{при: } V > \delta(V) \\ X_3^V &\Rightarrow \text{при: } V < \delta(V) \end{aligned}$$

Съотношения по крен:

$$(2.16) \quad \begin{aligned} X_1^\gamma &\Rightarrow \text{при: } -\delta(\gamma) \leq \gamma \leq +\delta(\gamma) \\ X_2^\gamma &\Rightarrow \text{при: } \gamma > \delta(\gamma) \\ X_3^\gamma &\Rightarrow \text{при: } \gamma < \delta(\gamma) \end{aligned}$$

Съотношения по тангаж:

$$(2.17) \quad \begin{aligned} X_1^\vartheta &\Rightarrow \text{при: } -\delta(\vartheta) \leq \vartheta \leq +\delta(\vartheta) \\ X_2^\vartheta &\Rightarrow \text{при: } \vartheta > \delta(\vartheta) \\ X_3^\vartheta &\Rightarrow \text{при: } \vartheta < -\delta(\vartheta) \end{aligned}$$

Съотношения по режим на работа на двигателя:

$$(2.18) \quad \begin{aligned} X_1^{tq} &\Rightarrow \text{при: } -\delta(tq) \leq tq \leq +\delta(tq) \\ X_2^{tq} &\Rightarrow \text{при: } tq > \delta(tq) \\ X_3^{tq} &\Rightarrow \text{при: } tq < -\delta(tq) \end{aligned}$$

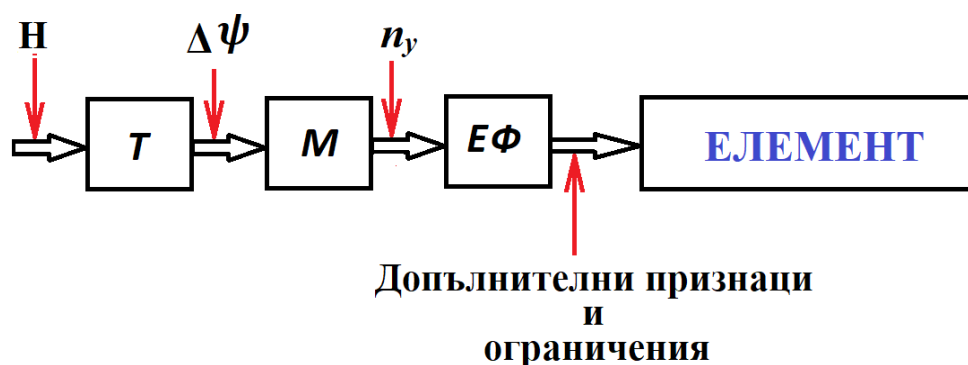
Спомагателните и допълнителни параметри могат да са комбинират по различен начин в зависимост от характеристиките на елемента.

2.2.2.3.2. Математически модели на изпълнените елементи

Математическият модел на описание се използва при разпознаването на полетните елементи. За основа на създаването му се използва типовия модел.

Условно изпълняваните полетни елементи се разделят на фигури от хоризонталната, вертикалната и наклонената равнини. Необходимо е да бъдат заложени признаци и ограничения в някои от параметрите, по които елементите да бъдат идентифицирани точно.

Разпознаването на разновидностите на някой елемент се извършва с включването на допълнителни признаци, отразяващи изменението на конкретни стойности на изследваните параметри (фигура 2.7.).



Фигура 2.7. Общ вид на математическия модел.

Общият вид на математическия модел за идентификация на полетните елементи е следният:

$$(2.19) \quad \Phi_i = \{[(T_n \cdot X_n) \cdot (M_n \cdot X_n) \cdot (E\Phi_k \cdot X_k) \cdot \Pi] \cdot X_k^P \dots [X_m^P]\}_{Mj}$$

- Където: – $(T_n \cdot X_n)$, $(M_n \cdot X_n)$, $(E\Phi_k \cdot X_k)$ – членове описващи
участъците от траекторията и елемента;
– Π – критерий за последователност на изпълнение;
– $X_k^p \dots [X_m^p]$ – логически променливи характеризиращи
условията на изпълнение;
– M_j – критерий за непрекъснатост на маньовъра.

2.2.3. Количествена оценка на техниката на пилотиране

Под количествена оценка на техниката на пилотиране се разбира оценката на отделните етапи или елементи, изпълнени от обучаемия (екипажа) по време на полета. Тя се поставя в съответствие с приетите и утвърдени нормативи за оценка на полетните упражнения, в зависимост от нивото и вида на летателната подготовка.

За разлика от качественият анализ, при който се установяват изпълнените елементи и основната му задача е да се определят допуснатите отклонения от полетното задание или грешки, довели до застрашаване на безопасността на полета, при количествената оценка се оценяват важните елементи от вида подготовка, и основната задача е да се определи нивото на тяхното усвояване.

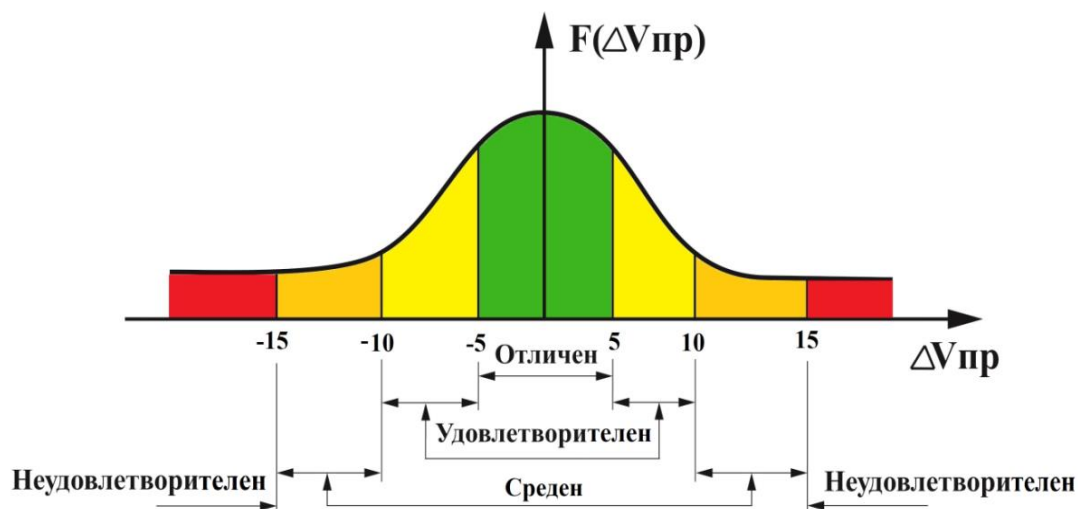
Количествената оценка на елементите на полета се определя чрез сравняване на фактическите значения на полетните параметри, записани от СОК на летателния апарат, със зададените стойности на параметрите, описани в нормативите за оценка на полетното упражнение. Съгласно действащите нормативни документи оценката се извършва по четирибална система, като всички елементи се оценяват с [33]:

- „Отличен“;
- „Удовлетворителен“;
- „Среден“;
- „Неудовлетворителен“.

За всеки тип летателен апарат са определени допустими показатели и отклонения, характеризиращи изпълнението на отделните елементи. Те се определят като се вземат предвид характеристиките на летателния апарат и нивото на подготовка на обучаемите.

В практиката се счита, че качеството на пилотиране е толкова по-високо, колкото е по-малко максималното отклонение на оценяваният параметър от зададената му стойност. В резултат на това диапазонът на възможните отклонения се разделя на части, образуващи скалата на

оценките. Оценката на качеството на пилотиране зависи от това в коя част на скалата ще попадне грешката (фигура 2.8).



Фигура 2.8. Диапазон на възможните отклонения

Зададените стойности на оценяваните параметри се избират въз основа на статистически изследвания и препоръки от опитни летци. Изборът на големи стойности води до завишени оценки, което противоречи на условията за безопасност. В някои случаи грешките в пилотирането може да са по-малки от пределно допустимите отклонения от гледна точка на безопасността на полета. В тези случаи прагът се избира по методически съображения. В обратните случаи, за пределна граница се взема границата определена от условията на безопасност на полета.

В Приложение 2. са дадени нормативите за оценка на техниката на пилотиране на отделните елементи, изпълнявани в полетните упражнения на самолет Pilatus PC-9M.

2.2.3.1. Оценка на отделните етапи на полета и изпълняваните полетни елементи

При условие, че етапите или елементите от полета са еквивалентни, общата оценка на упражнението представлява средноаритметичната от оценките на всеки от тях.

При включване на елементи с различна сложност в упражненията може да се въведе критерии за сложността на изпълнявания елемент, който да променя оценката, така че по-ниската оценка на лесните за изпълнение елементи да оказва по-малко влияние при формирането на общата оценка на упражнението.

Количествената оценка на техниката на пилотиране обхваща упражненията, в които се изпълняват елементи от простия и сложния

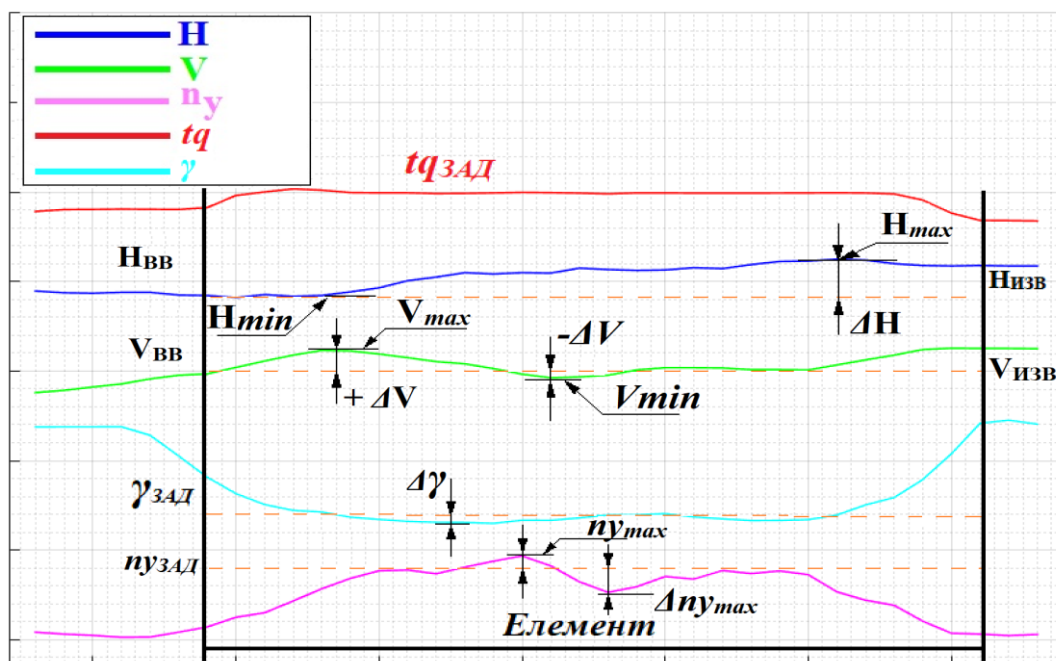
пилотаж. Оценката на полета е съвкупност от оценките на всеки един елемент. Изпълняваните елементи се оценяват по техните параметри, регистрирани от регистратора на полетни данни в предварително определените контролни точки. По оценката на тези параметри може да се оцени степента на усвояване на техниката на пилотиране.

За да се определи точното спазване на параметрите, по записите от регистратора на полетни данни (фигура 2.9.), е необходимо да се определят тези при въвеждане и при извеждане от фигурата:

- височина – $H_{ВВ}$ и $H_{ИЗВ}$;
- скорост – $V_{ВВ}$ и $V_{ИЗВ}$;
- курс – $\psi_{ВВ}$ и $\psi_{ИЗВ}$;
- напречен наклон на летателния апарат – $\gamma_{ВВ}$ и $\gamma_{ИЗВ}$;
- режим на работа на двигателя – $tq_{ВВ}$ и $tq_{ИЗВ}$.

В процеса на изпълнение на фигурата се определят максималните и минималните стойности на параметрите, и тяхното изменение:

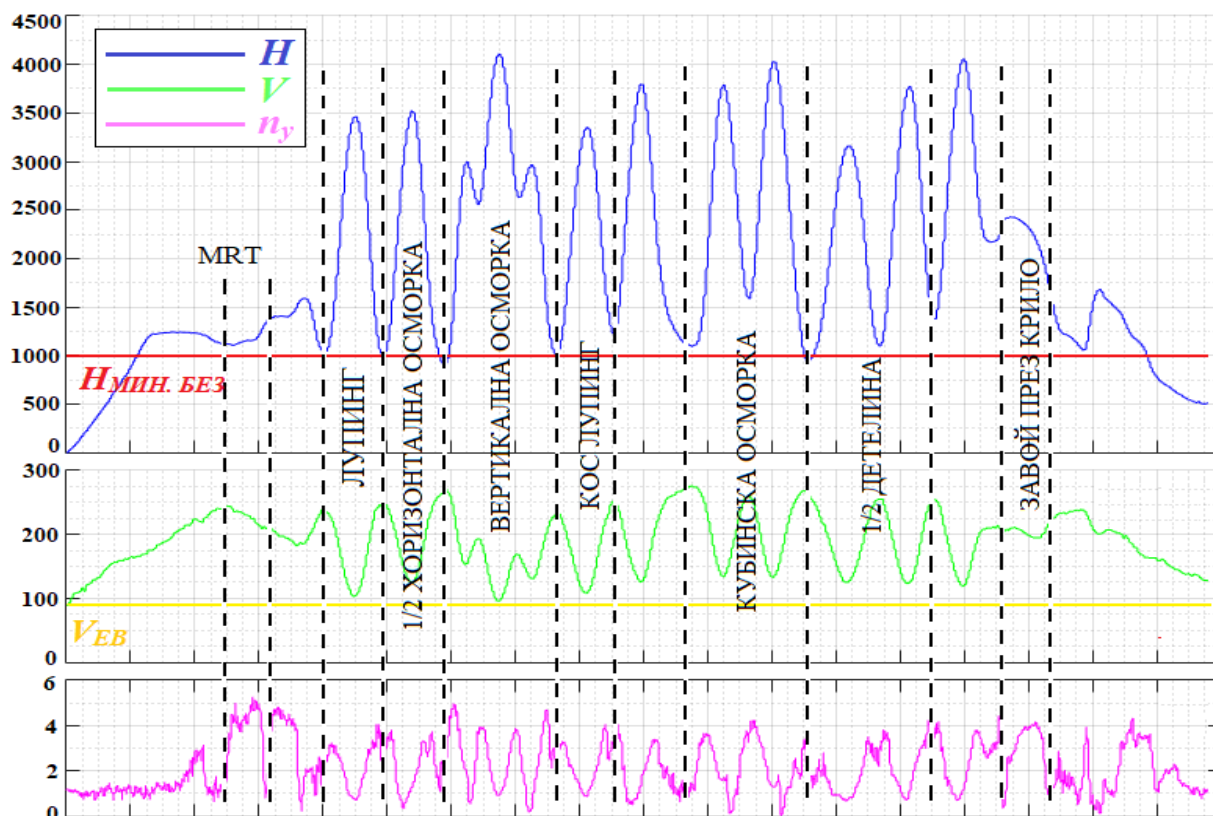
- височина – H_{max} , H_{min} и ΔH ;
- скорост – V_{max} , V_{min} и ΔV ;
- претоварване – ny_{max} , ny_{min} и Δny ;
- напречен наклон на летателния апарат – γ_{max} , γ_{min} , $\Delta \gamma$;
- ъгъл на тангаж – ϑ_{max} , ϑ_{min} , $\Delta \vartheta$.
- режим на работа на двигателя – tq_{max} и tq_{min} .



Фигура 2.9. Отклонения на оценяваните параметри.

Освен в зададените контролни точки при някои полетни елементи, поради специфична техника на пилотиране, в определено положение на ЛА (т.е при изменение на даден параметър) се налага определянето на стойностите на останалите параметрите.

На фигура 2.10. е показан обработен чрез приложението за автоматичен анализ и оценка на техниката на пилотиране запис на полетно упражнение с елементи от сложния пилотаж, изпълнени на самолет Pilatus PC-9M.



Фигура 2.10. Запис полет в зона сложен пилотаж.

2.2.3.2. Формиране на количествената оценка

Количествената оценка се определя на базата на фактическите стойности на полетните параметри от записа на изпълненото упражнение и утвърдените нормативи и критерии за оценка. Тя се разделя на:

- оценка на изпълнените елементи в упражнението;
- оценка на летателните упражнения;
- обща оценка на нивото на подготовка на обучаемият.

2.2.3.2.1. Оценка на изпълнените елементи в упражнението

Качеството на изпълнение на елементите от полета се оценява по средния бал от оценките на полетните параметри с:

- „**Отличен**“ – при среден бал по-голям от 5,50;
- „**Удовлетворителен**“ – при среден бал от 4,50 до 5,49;
- „**Среден**“ – при среден бал от 3,50 до 4,49;
- „**Неудовлетворителен**“ – при среден бал по-малък от 3,50.

$$(2.20) \quad O_{\text{ел}} = \frac{O_{\text{п}(1)} + \dots + O_{\text{п}(n)}}{n}$$

Оценките се закръглят с точност до 0,5.

Оценка „**Неудовлетворителен**“ се поставя при излизане от норматива за оценка „**Среден**“.

Ако един от параметрите е оценен на „**Неудовлетворителен**“, то елементът се оценява на „**Неудовлетворителен**“.

2.2.3.2.2. Оценка на летателните упражнения

Качеството на изпълнение на упражнението се оценява по средния бал от оценките на неговите основни елементи:

$$(2.21) \quad O_{\text{упр}} = \frac{O_{\text{ел}(1)} + \dots + O_{\text{ел}(n)}}{n}$$

Основни елементи на полета са етапите на излитане и кацане, и елементите посочени в методическата схема на упражнението.

Ако един от основните елементи е оценен на „**Неудовлетворителен**“, то полетът се оценява на „**Неудовлетворителен**“.

При изпълнение на всяко упражнение задължително се оценяват също и следните елементи:

- оглеждане – с оценки „**Пълно**“ или „**Непълно**“;
- радиообмен – с оценки „**Установен**“ или „**Неустановен**“;
- експлоатация на авиационната техника – „**Правилна**“ или „**Неправилна**“;
- мерки за безопасност – „**Спазени**“ или „**Неспазени**“.

Независимо от качеството на изпълнение на елементите, полетът се оценява с оценка „**Неудовлетворителен**“ в следните случаи:

- при нарушаване на мерките за безопасност (в това число при „**Непълно**“ оглеждане или „**Неустановен**“ радиообмен, довели до застрашаване на безопасността);
- при неспазени експлоатационни ограничения на самолета и двигателя.

При изпълнение на няколко упражнения в един полет всяко от тях се оценява поотделно. До самостоятелни тренировъчни полети се допускат

обучаеми с оценка не по-малко от „Среден“ на контролните полети, а при оценка „Неудовлетворителен“, следва упражнението да бъде повторено до повишаване на оценката.

2.2.3.2.3. Обща оценка на нивото на подготовка на обучаемият

Оценката на подготовката за съответния модул или период на обучение се определя по формулата:

$$(2.22) \quad \text{ОНЛП} = A_1 \frac{O_{\text{упр}(1)} + O_{\text{упр}(2)} + \dots + O_{\text{упр}(n)}}{n} + A_2 \cdot O_{\text{кп}}$$

Където:

- ОНЛП – оценка на достигнатото ниво на летателна подготовка;
- $O_{\text{упр}(n)}$ – оценка на превозните и тренировъчните полети;
- $O_{\text{кп}}$ – оценка от контролния полет;
- n – брой на упражненията;
- A_1 – коефициент за средния бал от оценките на упражненията;
- A_2 – коефициент от изпитната задача по техника на пилотиране.

Коефициентите A_1 и A_2 имат следните стойности:

Таблица 3.

Стойност на коефициентите	
A_1	A_2
0,4	0,6

При формирането на крайната оценка на летателната подготовка се използват критерии (K), които обхващат цялостното представяне на обучаемите. Тези критерии са дадени в Приложение 7. След завършване на периода на обучение инструкторите изготвят летателни характеристики за достигнатото ниво на подготовка с обща оценка и с прогноза за летателната успеваемост.

Крайната оценка на летателната подготовка се формира както следва:

$$(2.23) \quad \text{КОЛП} = \sum b_{(i)} \cdot K_{(i)}$$

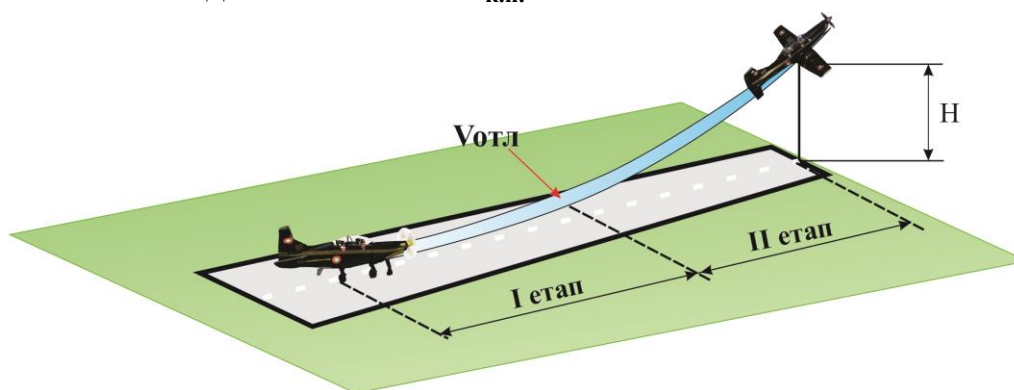
2.2.4. Техника на пилотиране и количествена оценка на полетните елементите

2.2.4.1. Техниката на пилотиране и оценка на етапа излитане

Излитането е процес на прехода на летателния апарат от неподвижно положение на земята към управляем полет. Има два етапа: засилване и набор на височина. За край на режима излитане се счита достигането на

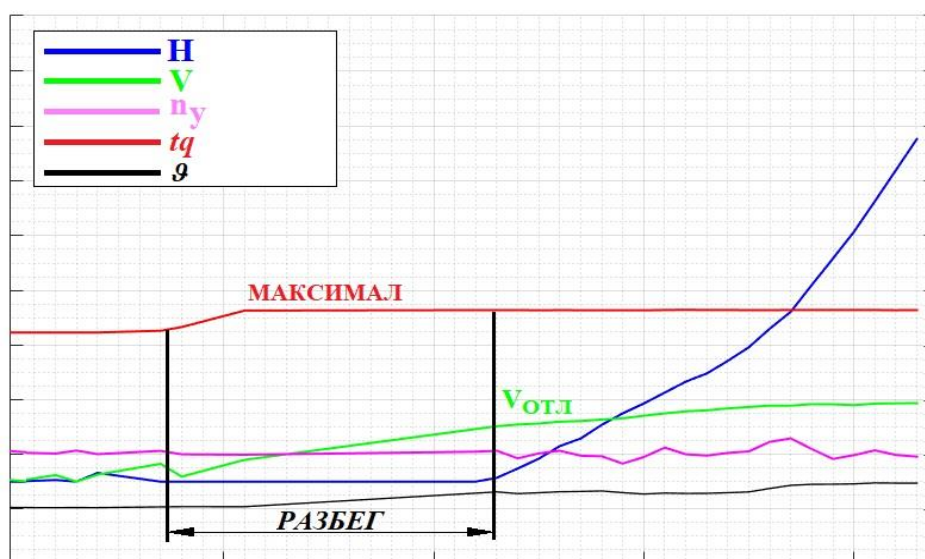
скорост и височина, даващи възможност за преминаване безопасно към следващ етап от полета (фигура 2.11.).

Техника на пилотиране: след излизане на ПИК, самолета се ориентира по осевата линия и се установява режим на работа на двигателя $tq = 20 \text{ psi}$, като се контролира неговата работа и табло за предупреждение и сигнализация. При готовност за излитане спирачките се отпускат и плавно се увеличава режимът на работа на двигателя до tq_{max} . При достигане на скорост $V = 80 \text{ kt}$ се подава команда за отлепяне на самолета. Наклоняване на самолета се отстранява с отклонение на елероните. Създава се ъгъл на тангаж $\theta = 10^\circ$. След безопасно отделяне на самолета от ПИК и скорост не по-малка от 100 kt се прибира колесникът. При скорост над $V = 110 \text{ kt}$ се прибират клапите. За завършване на етапа на излитане се счита достигането на $H_{к.п.} = 300 \text{ ft}$ и $V > 140 \text{ kt}$.



Фигура 2.11. Излитане

Характерен запис на параметрите при излитане е показан на фигура.2.12.



Фигура 2.12. Запис на параметрите при излитане.

По записа от средството за обективен контрол могат да се определят: продължителността на излитането и скоростта в момента на отлепяне, режима на работа на двигателя, отклонението на РУС (отклонението на стабилизатора) и направлението.

Разпознаване се извършва по следните признаци:

- положение на механизацията на самолета;
- максимален режим на работа на двигателя;
- нарастване на скоростта;
- увеличаване на височината, след определената скорост за отлепяне;
- ъгъл на тангаж при повдигане на носовото колело на самолета;
- курс на излитане.

Условия за безопасност:

- ъгълът на атака в момента на отлепяне да не превишава установения;
- скоростта на отлепяне, не по-малка от зададената или по-голяма от установената в експлоатационните ограничения;
- скоростта на прибиране на механизацията, по-малка от зададеното ограничение.

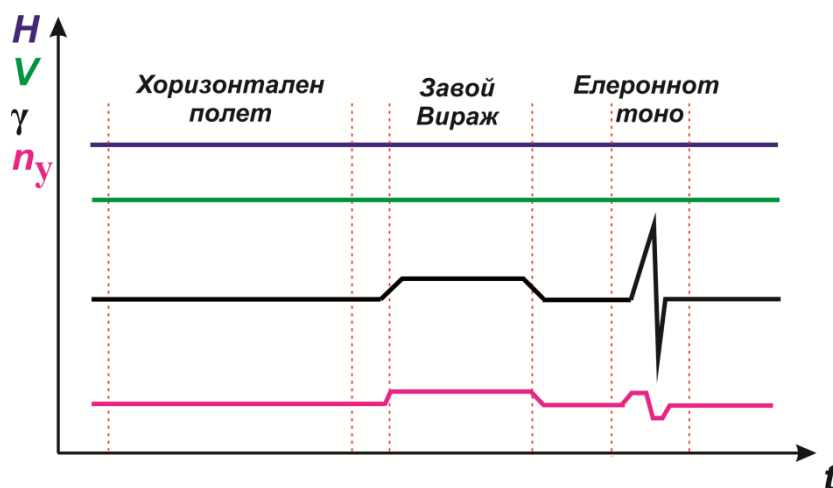
Характерни отклонения:

- отклонение от направлението на излитане;
- отклонения в режима на работа на двигателя;
- отклонение в скоростта на отлепяне;
- отклонение в скоростта при работа с механизацията.

При формиране на оценката на етапа излитане се вземат предвид: праволинейното изпълнение на разбега (направлението), ъгълът на тангаж в момента на отлепяне ($\theta_{отл}$) и приборната скорост на летателния апарат при отлепяне ($V_{отл}$). На всеки един от тези параметри се поставя оценка. Оценката се определя в зависимост от допустимите отклонения на параметъра спрямо зададените му стойности в приетите нормативи за оценка.

2.2.4.2. Техника на пилотиране и оценка на елементите изпълнявани в хоризонталната равнина

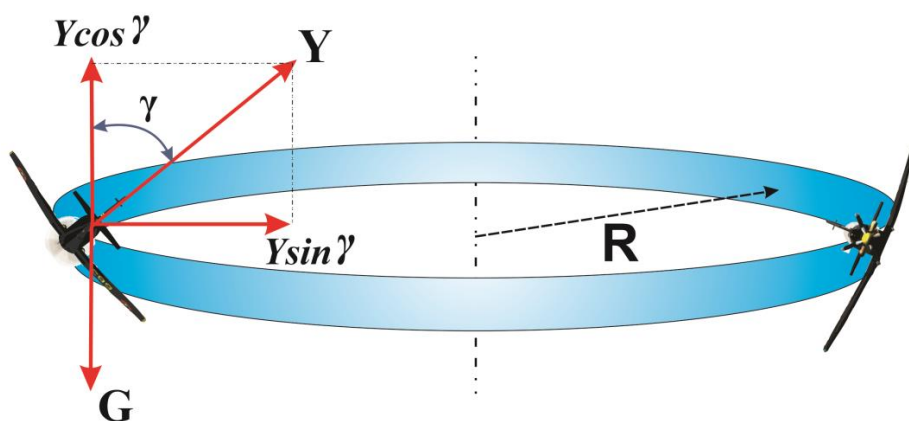
В хоризонтална равнина се изпълняват хоризонтален полет (установен/неустановен), вираж (завой) и елеронно тоно (фигура 2.13.). В записа от регистратора на полетни данни височината и скоростта остават постоянни, а напречния наклон и претоварването се променят.



Фигура 2.13. Елементи от хоризонталната равнина.

Виращ

При изпълнението на виращ се установява скорост $V_{BV} = 200$ kt и се избира направление (ψ). Летателният апарат се наклонява на желания ъгъл на напречен наклон γ (крен) и се създава необходимото претоварване (фигура 2.14.). При установен виращ скоростта, кренът, претоварването и височината са постоянни. При необходимост се увеличава режимът на работа на двигателя за да се поддържа постоянна скоростта. Извеждането от вираща започва $15 \div 30^\circ$ преди курса на въвеждане с координирано движение в органите за управление [36, 82].



Фигура 2.14. Виращ

При **пределен по тяга** виращ се установяват скорост $V_{BV} = 200$ kt и максимален режим на работа на двигателя. Отношението между крена и претоварването трябва да е такова, че да се поддържат постоянни скоростта и височината. При виращ пределен по тяга напречният наклон на самолета е приблизително 72° .

Виращ за максимална ъглова скорост (**MRT**). Установява се скорост на въвеждане и се избира направление. Височината на изпълнение на вираща е постоянна. Скоростта на въвеждане може да бъде $V_{BV} = 130$ kt, $V_{BV} = 180$ kt или $V_{BV} = 220$ kt. С координирано движение на лоста и педалите се увеличава кренът на самолета, претоварването и режимът на работа на двигателя до „Максимал“. Напречният наклон на самолета достига до около 80° . Претоварването се увеличава до появата на предупредително тресене (ъгълът на атака е близък до максималния). Положението на самолета се поддържа чрез малки изменения на крена и претоварването. Извеждането започва 30° преди посоката на въвеждане, като координирано се намаляват кренът, претоварването и режимът на работа на двигателя, така че самолетът да се изведе в хоризонтален полет без изменение на височината [36].

При изпълнение на вираща с $V_{BV} = 130$ kt, скоростта остава постоянна.

При изпълнение на вираща с $V_{BV} = 180$ kt и $V_{BV} = 220$ kt, претоварването се увеличава до 5,5 единици или личната граница на летеца. Със създаването на необходимото претоварване и достигане до предупредителното тресене, скоростта започва да намалява. Височината се поддържа постоянна, а с намаляването на скоростта, за поддържане на тресенето ъгълът на напречен наклон на самолета и претоварването трябва да се намалят.

Виращ пределен по претоварване (**MPRT**). Изпълнява се за да се натренира издръжливостта на обучаемия на претоварване. Виращите се изпълняват със скорости от $V_{BV} = 180$ kt или $V_{BV} = 200$ kt с наклон на самолета до 90° и максимален режим на работа на двигателя. Претоварването се увеличава до 5,5 единици и появата на предупредително тресене [36].

При изпълнение на MPRT с $V_{BV} = 180$ kt, скоростта се поддържа постоянна. За да се запазят претоварването и скоростта, самолета се отпуска в леко снижение ($\vartheta = -1 \div 2^\circ$).

При изпълнение на MPRT с $V_{BV} = 200$ kt, претоварването се увеличава до 5,5 единици. С появата на предупредително тресене скоростта започва да намалява. При достигане на $V_{BV} = 180$ kt самолета се отпуска в снижение за да се поддържат постоянни скоростта и претоварването.

При въвеждането в МРТ и МРРТ със скорост по-голяма от 190kt е възможно преминаване над експлоатационното ограничение на самолета по претоварване.

Зависимостта между ъгъла на крен и претоварването е [34]:

$$(2.24) \quad ny = \frac{1}{\cos \gamma}$$

Ако не е спазено това условие се наблюдава промяна във височината.

Данни за претоварването при различните ъгли на крен са дадени в таблица 4.:

Таблица 4.

γ	30°	45°	60°	72°	75°	80°
ny	1,16	1,4	2	3,2	4	5,76

Чрез формула (2.24) и записа на претоварването може да се изчисли напречният наклон на летателния апарат:

$$(2.25) \quad \cos \gamma = \frac{1}{ny}$$

Времето за развъртането на летателния апарат на 360° може да се определи по зависимостта [34]:

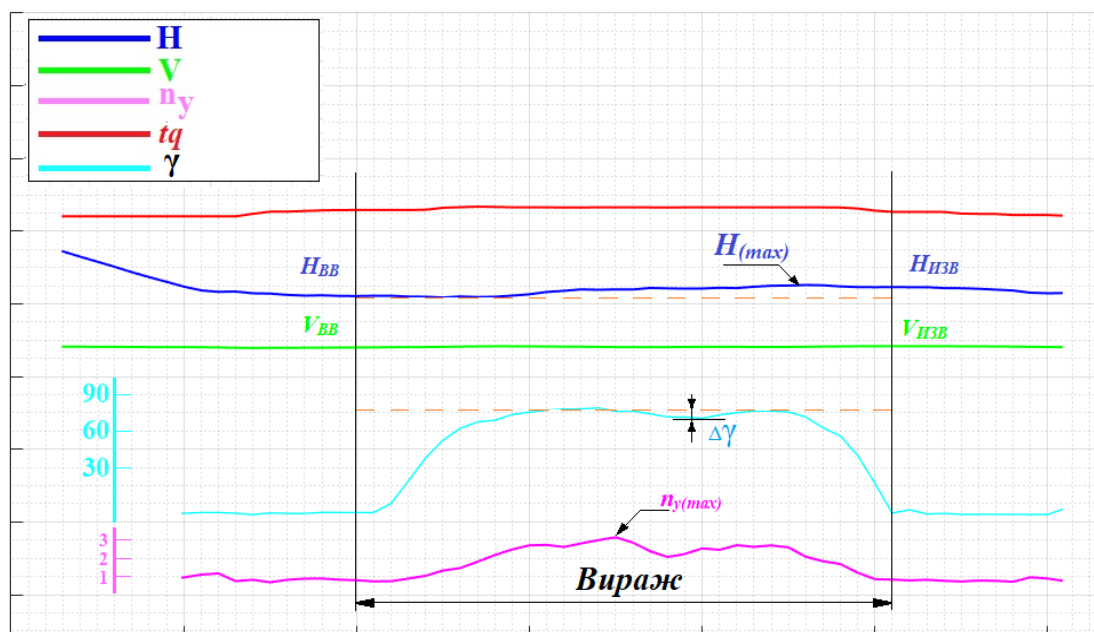
$$(2.26) \quad t_{B360^\circ} = 0,64 \frac{V}{tg \gamma} = 0,64 \frac{V}{\sqrt{ny^2 - 1}}, [\text{сек}]$$

Стойностите на времето за изпълнение на различните видове виражи са посочени в таблица 5.

Таблица 5.

γ	30°	45°	60°	72°	МРТ			МРРТ	
					130kt	180kt	220kt	180kt	220kt
$t_B[\text{сек.}]$	114	66	38	21	8	≈ 11	≈ 13	≈ 11	≈ 13

Като се имат предвид тези зависимости и при правилното разчитане на графиката може да се определи вида на виража, дали той е установен или неустановен и дали е изпълнен правилно (фигура 2.15.).



Фигура 2.15. Запис на вираще по данни от CVFDR.

Разпознаване на елемента:

- постоянни значения на височината и скоростта;
- постоянни значения на напречния наклон;
- непрекъснато изменение на курса (360°);
- синхронно изменение на претоварването и режимът на работа на двигателя.

Условия за безопасност:

- височината не по-малка от установената минимална безопасна;
- претоварването и ъгълът на атака не по-големи от зададените в експлоатационните ограничения на самолета;
- скоростта не по-малка от минималната еволютивна скорост.

Характерни отклонения:

- загуба или увеличаване на височината;
- изменение в скоростта;
- колебание в параметрите, характеризиращи режима на полета.

Математически модел за разпознаване на елемента има следния вид:

$$(2.27) \quad \Phi_B = \{(M_2 \cdot X_1^V \cdot X_1^\gamma \cdot X_1^{ny}) \cdot [X_1^{V_{BB}} \cdot X_1^{V_{ПЗВ}} \cdot X_1^{tq}] \cdot [|\Delta\psi| \geq 360^\circ - \delta(\psi)]\}_{\Delta t_B}$$

Където: – Δt – избраното пределно допустимо време за изпълнение.

MRT:

$$(2.28) \quad \Phi_{\text{MRT}} = \left\{ (M_2 \cdot X_3^V \cdot X_1^\gamma \cdot X_1^{ny}) \cdot [X_1^{V_{\text{BB}}} \cdot X_1^{tq}] \right\}_{\Delta t_{\text{MRT}}}$$

MPRT

$$(2.29) \quad \Phi_{\text{MPRT}} = \left\{ (M_3 \cdot X_1^\gamma \cdot X_1^{ny}) \cdot [X_1^{V_{\text{BB}}} \cdot X_1^{tq}] \right\}_{\Delta t_{\text{MPRT}}}$$

Оценките на различните разновидности на виража се поставят на базата на оценките на полетните параметри, които се формират в зависимост от максималните допуснати отклонения в стойностите на записаните параметрите.

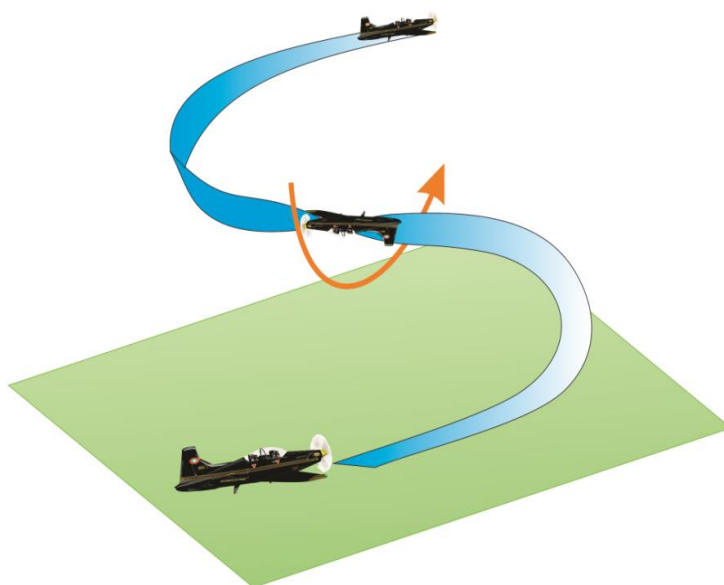
Оценяваните параметри и големината на допустимите отклонения се определят от вида на упражнението и напречния наклон, с който се изпълнява виража.

При формиране на оценката на виражи (завои), изпълнявани с напречен наклон до 45° се вземат максималните отклонения в стойностите на: скоростта (V), височината (H), напречния наклон (γ) и направлението (ψ).

При формиране на оценката на виражи (завои), изпълнявани с напречен наклон по-голям от 45° се вземат максималните отклонения в стойностите на: скоростта (V), височината (H), напречния наклон (γ), направлението (ψ) и претоварването (ny).

Стръмен завой през гръб (Derry turn).

Фигурата представлява стръмен завой с преминаване през гръбно положение за смяна на посоката (фигура 2.16.).

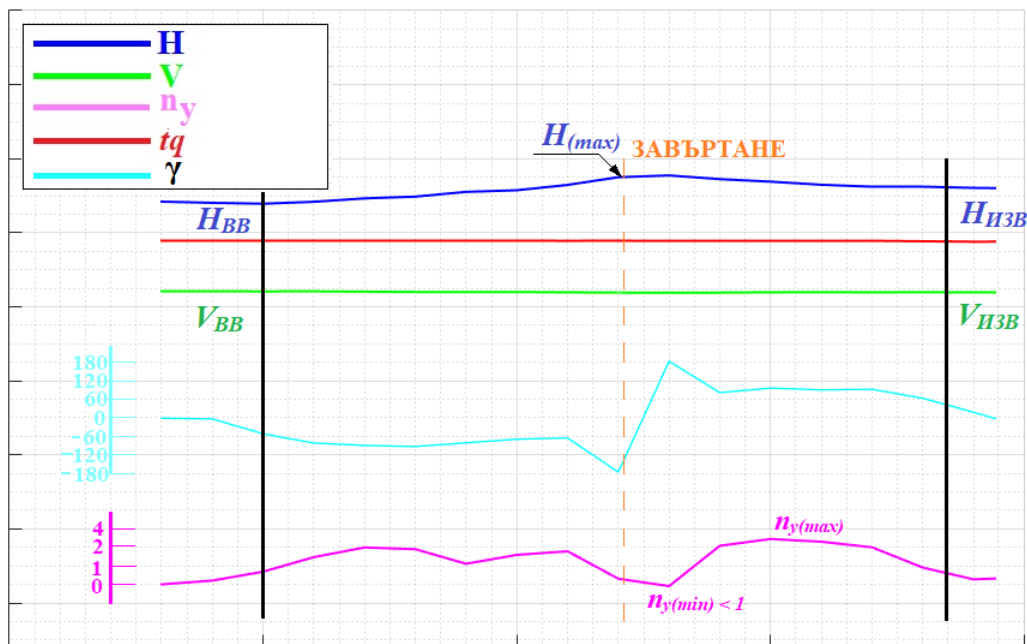


Фигура 2.16. Завой през гръб.

Въвеждането във фигурата става от хоризонтален полет със зададена скорост $V_{DT} = 200$ kt. Оглежда се въздушното пространство и се набелязват ориентири пред носа на летателния апарат и на 90° . Летателният апарат се въвежда в стръмен завой с наклон $\gamma = 60^\circ$. Преди достигане ъгъл на завиване 90° и подхождане на страничния ориентир ($20 \div 30^\circ$), наклонът на летателния апарат се намалява с $\gamma = 5 \div 10^\circ$ и се повдига носът над хоризонта, фиксира се положението ($n_y < 1$) и с координирани отклонения на РУС и кормилото за направление летателният апарат се завърта през гръб. Въртенето се прекратява при достигане на наклон $\gamma = 60^\circ$ в противоположната посока, фиксира се и се продължава завоят до курса на въвеждане [36, 82].

Максималното претоварване $n_{y(max)}$ при изпълнението на **Derry turn** трябва да достига до 2 единици, като това при изпълнението на вираж с 60° . В момента на фиксиране и обръщане през гръб то ще има стойности по-малки от единица.

Времето за изпълнение на фигурата ще е приблизително равно на половината от времето за изпълнение на вираж с 60° (2.26) .



Фигура 2.17. Запис на Derry Turn по данни от CVFDR.

Разпознаване:

- изменение на курса, наклона и претоварването;
- сравнително постоянни височина и скорост.

Условия за безопасност:

- темп на въртене не по-голям от установеният.

Характерни отклонения:

- загуба на височина;
- забавяне или спиране на въртенето;
- излизане с голям наклон.

Като основа при създаването на математическия модел за разпознаване на фигурата се използва математическият модел на разпознаване на виража, като се добавят допълнителни ограничения:

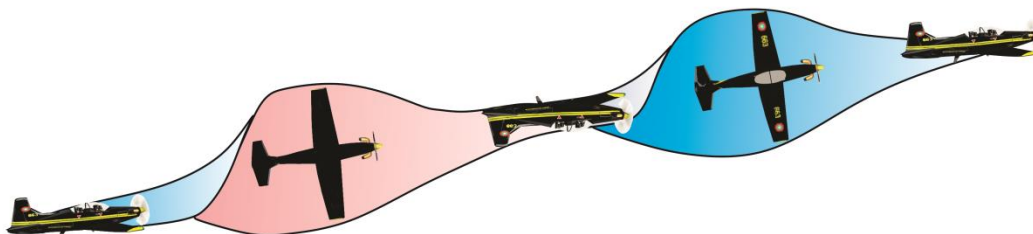
$$(2.30) \quad \Phi_{3\Gamma} = \{(M_2 E \Phi_7 \cdot X_1^V \cdot X_1^Y \cdot X_1^{ny}) \cdot [X_1^{tq}] \cdot [\Delta\psi^{(ny<1)} = 90^\circ \pm \delta(\psi)] \\ [|\Delta\gamma| > 180^\circ - \delta(\gamma)] \cdot [|\Delta\psi| \leq \delta(\psi)]\}_{\Delta t_{3\Gamma}}$$

Където: $\Delta\psi^{(ny<1)}$ – курсът при фиксиране на напречния наклон.

Оценката на елемента се формира на базата на оценките на полетните параметри, които се определят както при изпълнението на вираж с наклон по-голям от 45° .

Елеронно тоно

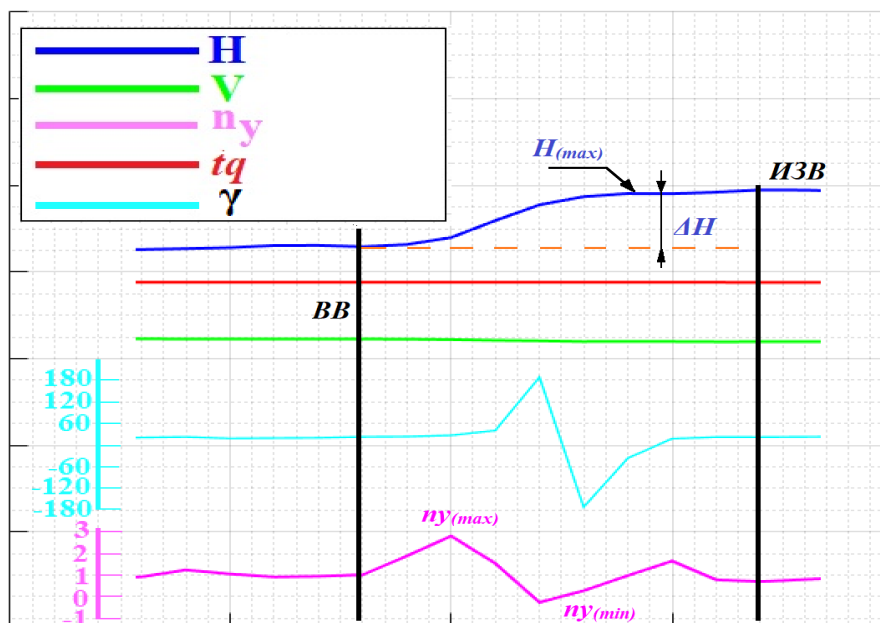
Елеронното тоно (фигура 2.18.) може да бъде управляемо или неуправляемо и може да се изпълни в хоризонталната равнина, в изкачване (възходящо) или в снижение (низходящо).



Фигура 2.18. Елеронно тоно.

С учебна цел елеронното тоно се изпълнява със скорост $V_T = 210$ kt и режим на работа на двигателя $tq = 40$ psi. При правилното изпълнение на фигурата се изисква координирано отклонение на кормилата за управление. Първоначално се създава ъгъл на тангаж $\theta = 10 \div 15^\circ$, фиксира се, и самолетът се завърта наляво или надясно до достигане на желаната ъглова скорост на въртене. Времето за изпълнение зависи от ъгловата скорост, обикновено то е от порядъка на 3 – 4 сек. При преминаването през 90/180/270 градуса претоварването се мени по синусоидален закон, скоростта и посоката остават постоянни [36, 82].

На фигура 2.19. е показан запис на от CVFDR на елеронно тоно.



Фигура 2.19. Запис на елеронно тоно по данни от CVFDR.

При формирането на математическия модел на фигурата се има предвид следното. За начало на изпълнение на фигурата се приема появата на елемента $\mathbf{E}\Phi_7$ при $ny \geq 1$, като е необходимо да са регистрирани и допълнителни условия: – преминаване на крена през 180° и $ny \leq 1$. Ограничението при изменението на крена е $\Delta\gamma \geq 270^\circ$.

Разновидностите на елеронното тоно могат да се идентифицират с T_1, T_2, T_3 . Тъй като елеронното тоно се изпълнява със зададени скорост и режим на работа на двигателя се добавят X_1^V и X_1^{tq} .

$$(2.31) \quad \Phi_T = \{[(\mathbf{E}\Phi_7.T_1|T_2|T_3). \Pi]. [X_1^V.X_1^{tq}] \\ [ny_{max} > \delta(ny)]. [ny_{min} < \delta(ny)] \\ [|\Delta\gamma| > 180^\circ - \delta(\gamma)]. [\Delta\psi \leq \delta(\psi)]\}_{\Delta t_T}$$

Оценяваните параметри, използвани за формиране на оценката на елемента са: скорост (V), темп на въртене (t), направление при извеждане (ψ) и остатъчен напречен наклон (γ).

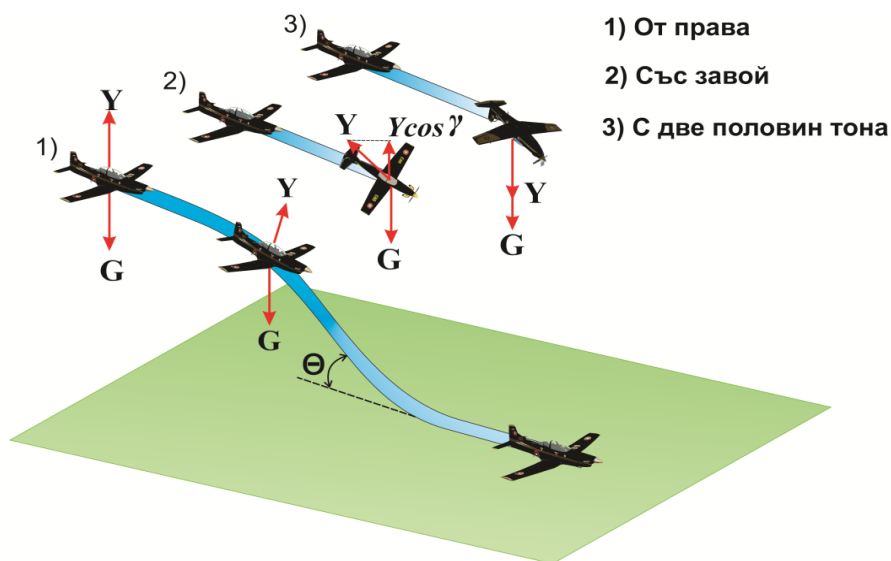
2.2.4.3. Техника на пилотиране и оценка на елементите от вертикалната и пространствената равнини.

Във вертикалната и пространствената равнини се изпълняват елементи от простия пилотаж и елементи от сложния пилотаж като:

Пикиране

Фигура от простия пилотаж, при която летателният апарат снижава с постоянен ъгъл на наклон на траекторията (θ). Има три способа за

въвеждане: от права с намаляване на тангажа, със завой и с две половин тона (фигура 2.20.).



Фигура 2.20. Пикиране.

При въвеждането във фигурата претоварването ще е различно за различните способности на въвеждане. При въвеждане от права с намаляване на тангажа, претоварването ще намалее до околонулеви стойности – $0,2 \div 0,3$ единици, и ще има плавно изменение на траекторията надолу, без промяна на курса.

При въвеждане във фигурата от завой ще има промяна в крена, курса и претоварването. При този способ на въвеждане крена е от порядъка на $45 \div 60^\circ$, курса се изменя до 90° , а претоварването достига до $1 \div 2$ единици.

За бързо въвеждане във фигурата се използва третият способ – с две половин тона. При него летателния апарат се завърта на 180° около оста си, лоста се притегля назад до желания ъгъл на пикиране и отново се завърта на 180° . Претоварването достига стойности от порядъка $2 \div 4$ единици и изкривяването на траекторията е значително.

Изменението на скоростта зависи от ъгъла на снижение, височината на въвеждане и извеждане и режима на работа на двигателя. Обикновено за да се предотврати бързото нарастване на скоростта, двигателя е на пониски режими на работа. Интензитета в промяната на височината също ще зависи от ъгъла на наклон на траекторията.

В праволинейния участък ъгълът на наклон на траекторията трябва да бъде постоянен. Претоварването в зависимост от наклона на траекторията в праволинейния участък е дадено в таблица 6.[34].

Таблица 6.

θ	20	30	40	50	60	70	80
n_y	0,9	0,87	0,77	0,64	0,5	0,34	0,17

Загубата на височина на праволинейния участък може да се определи по формулата [34]:

$$(2.32) \quad \Delta H = V_{cp} \sin \theta \cdot \Delta t$$

където: – V_{cp} – средна скорост на участъка;
– t – времето на полета.

$$(2.33) \quad V_{cp} = \frac{V_0 + V_{н.и}}{2}$$

Където: – V_0 – скоростта при въвеждане;
– $V_{н.и}$ – скоростта в началото на извеждането.

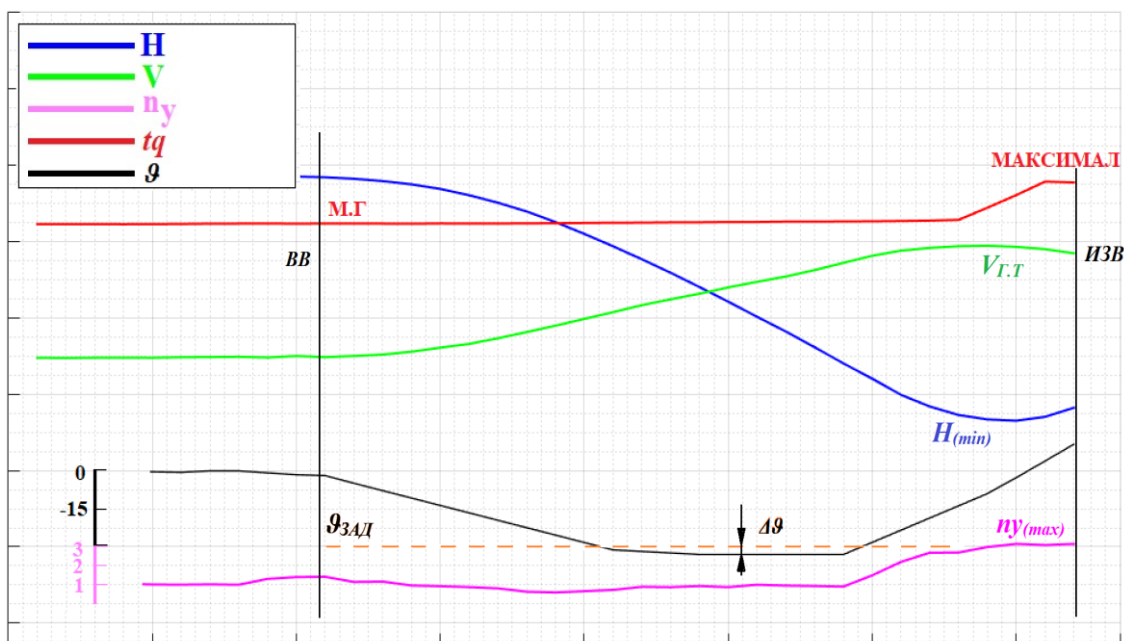
Извеждането от фигурата се характеризира с прекратяване намаляването на височината и прекратяване увеличаването на скоростта. В зависимост от темпа на извеждане, претоварването може да достигне стойности между 2 ÷ 4 единици. Загубата на височина при извеждане може да се определи:

$$(2.34) \quad \Delta H = \frac{V_{cp}^2 (1 - \cos \theta)}{g(n_{усп} - \cos \frac{\theta}{2})}$$

С учебна цел въвеждането в пикиране се изпълнява със завой на 90° като в хоризонтален полет се установяват скорост $V_{П(ВВ)} = 120$ kt и режим на работа на двигателя $tq = 10 \div 15$ psi. Завоят на 90° се изпълнява с напречен наклон до 60° и едновременно с това самолетът се отпуска в снижение. При достигане на зададения ъгъл на пикиране $\vartheta = 30^\circ$ наклонът на самолета и плъзгането се премахват. При достигане на скорост 220 kt режимът на работа на двигателя се увеличава до „Максимал“ и започва извеждането в хоризонтален полет. Претоварването при извеждането е не по-голямо от 3 ед., а скоростта на извеждане е $V_{П(ИЗВ)} = 250$ kt [36].

В праволинейния участък претоварването ще е около 0,87g. Максималното претоварване при изпълнението на фигурата ще е $n_{y(max)} = 3g$. То се получава при извеждането от фигурата.

Загубата на височина при изпълнение на пикиране ($\Delta H_{П}$) може да се изчисли като се използват формулите (2.32) и (2.34).



Фигура 2.21. Запис на пикиране по данни от CVFDR.

По записите на средствата за обективен контрол, фигурата може да се определи като се следи изменението основно на височината, скоростта, претоварването, а допълнително може да се имат предвид и изменението в курса и режимът на работа на двигателя (фигура 2.21).

Разпознаване:

- намаляване на височината и увеличаване на скоростта;
- постоянни стойности на тангажа в праволинейния участък;
- увеличаване на претоварването n_y .

Условия за безопасност:

- височината на извеждане не по-малка от установената;
- претоварване и ъгъл на атака не по-големи от зададените;
- приборната скорост при извеждане не по-голяма от установената в експлоатационните ограничения.

Характерни отклонения:

- колебания по крен и тангаж в праволинейния участък;
- извеждане с различни от зададените скорост, височина и претоварване;
- извеждане на височина по-малка от зададената.

При формиране на математическият модел на елемента за отличителни признаци се считат наличието на низходящ маньовър M_6 и $n_y < 1$. При зададени скорост на въвеждане и извеждане, и наклон на траекторията, описанието на модела има следния вид:

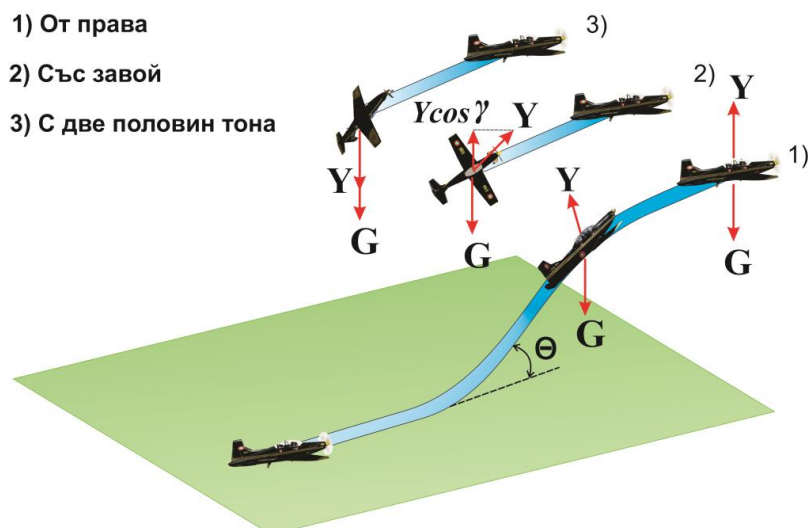
$$(2.35) \quad \Phi_{\Pi} = \{[M_6 \cdot X_1^g \cdot X_3^{ny}] \cdot [X_2^{V_{BV}} \cdot X_2^{tq_{BV}} \cdot X_3^{V_{ИЗВ}} \cdot X_3^{\gamma_{ИЗВ}}] \\ [\Delta H \geq \Delta H_{\Pi} - \delta(H)] \cdot [\Delta \psi \leq 90^\circ + \delta(\psi)] \cdot [ny < 1]\}_{\Delta t_{\Pi}}$$

Като допълнителни ограничения могат да се въведат режимът на работа на двигателя при въвеждане ($tq_{BV} = tq_{зад}$) и изменението на направлението при въвеждане.

При формирането на оценката на елемента се определят максималните отклонения на стойностите параметри в контролните точки: скорост на въвеждане и извеждане (V_{BV} и $V_{ИЗВ}$), ъгъл на тангаж (ϑ), направление при извеждане ($\psi_{ИЗВ}$) и височина на извеждане ($H_{ИЗВ}$). В зависимост от големината на отклонението се определя и оценката на параметрите.

Горка

Фигура от пилотажа, при изпълнението на която летателният апарат набира височина с постоянен ъгъл на наклон на траекторията θ . Когато ъгълът на наклон на траекторията е по-малък от 30° горката се нарича полегата, а когато е по-голям от 30° – стръмна. Фигурата се разделя на три участъка, идентични с тези при пикирането: въвеждане, праволинеен участък и извеждане. При извеждането на фигурата се използва един от трите способа, в зависимост от ъгъла на изкачване, използвани при въвеждането в пикиране (фигура 2.22.).



Фигура 2.22. Горка.

С учебна цел горка се изпълнява със скорост на въвеждане $V_{Г(BV)} = 250 \text{ kt}$ и максимален режим на работа на двигателя. Избира се направление и без крен и плъзгане се създава ъгъл на изкачване 30° . Претоварването е $3 \div 3,5$ единици. В праволинейния участък се следи за намаляването на

скоростта. Когато тя достигне 160 kt се създава напречен наклон $\gamma = 45 \div 60^\circ$ с едновременно намаляване на ъгъла на тангаж за извеждане на самолета на хоризонта и със завои на 90° . Самолета се извежда в хоризонтален полет със скорост $V_{Г(изв)} = 120 \text{ kt}$ [36].

В праволинейния участък на горката нормалното претоварване ще бъде [34]:

$$(2.36) \quad n_y = \cos \theta$$

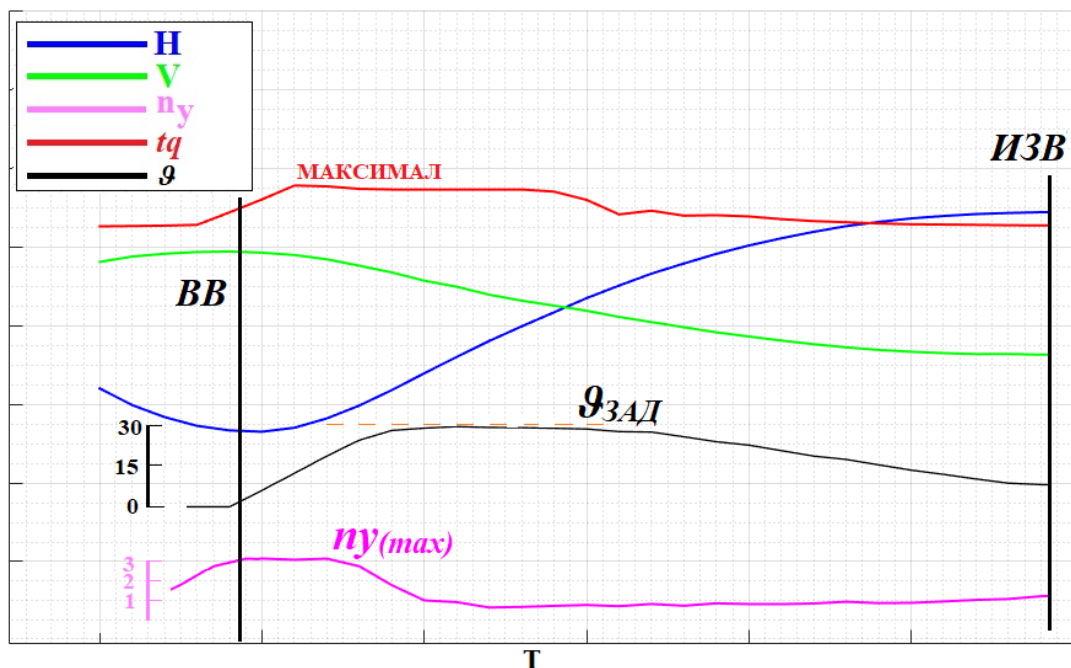
Наборът на височината може да се определи от изменението на кинетичната енергия [34]:

$$(2.37) \quad \Delta H_{\Gamma} = \frac{V_{В\check{B}В}^2 - V_{ИЗВ}^2}{2g \left(1 - \frac{P-X}{G \sin \theta}\right)} = \frac{V_{В\check{B}В}^2 - V_{ИЗВ}^2}{2g(1 - n_x)}$$

Надлъжното претоварване n_x може да се определи с помощта на формулата:

$$(2.38) \quad \frac{dv}{dt} = g(n_x - \sin \theta)$$

На фигура 2.23. е показан запис на горка по данни от CVFDR.



Фигура 2.23 . Запис на горка по данни от CVFDR.

Разпознаване:

- увеличаване на височината;
- постоянни стойности на тангажа в праволинейния участък;
- намаляване на претоварването и скоростта.

Условия на безопасност:

- височина и скорост на въвеждане не по-малки от установените;
- претоварване и ъгъл на атака не по-големи от установените;
- приборната скорост в горна точка не по-малка от еволютивната.

Характерни отклонения:

- загуба на скорост;
- превишени ъгъл на атака и претоварване;
- малък ъгъл на изкачване.

Математическото описание на фигурата има следния вид:

$$(2.39) \quad \Phi_{\Gamma} = \{[M_4 \cdot X_1^{\vartheta} \cdot X_1^{ny}]. [X_2^{V_{BB}} \cdot X_3^{\gamma_{BB}} \cdot X_2^{tq_{BB}}] \\ [\Delta H \geq \Delta H_{\Gamma} - \delta(H)]. [\Delta \psi = 90^{\circ} \pm \delta(\psi)]. [X_1^{\psi_{изв}}]\}_{\Delta t_{\Gamma}}$$

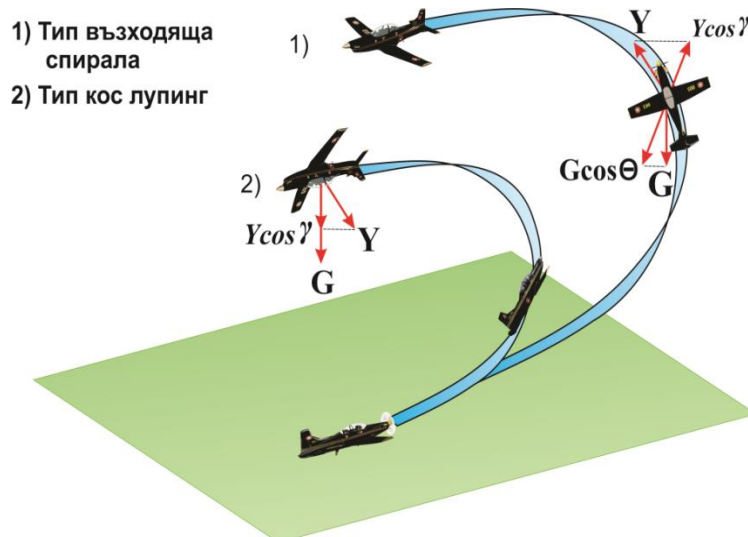
При формирането на оценката на елемента подобно при пикирането се определят максималните отклонения на стойностите параметри в контролните точки: скорост на въвеждане и извеждане (V_{BB} и $V_{изв}$), ъгъл на тангаж (ϑ), направление при извеждане ($\psi_{изв}$) и височина на извеждане ($H_{изв}$). В зависимост от големината на отклонението се определя и оценката на параметрите.

Боев завой

Това е фигура от пилотажа, при изпълнението на която летателният апарат енергично набира височина и едновременно променя направлението си на 180° .

Бойният завой може да се изпълни по два начина – от типа възходяща спирала или от типа кос имелман (фигура 2.24.).

С учебна цел фигурата се изпълнява по типа възходяща спирала. Преди въвеждането се избира направление, установяват се скорост $V_{БЗ(ВВ)} = 250$ kt и максимален режим на работа на двигателя tq_{max} . Създава се ъгъл на тангаж $\vartheta = 10 \div 15^{\circ}$ и напречен наклон $\gamma = 10 \div 15^{\circ}$ за въвеждане на самолета в завой с набор на височина. Едновременно се увеличават претоварването, напречният наклон и тангажът. Претоварването достига до $3 \div 3,5$ ед., а темпът на увеличаване на напречния наклон и тангажа трябва да бъде такъв, че при ъгъл на завиване 90° , напречният наклон да е не повече от 60° , а ъгълът на тангаж 30° . Извеждането започва 30° преди достигане на направлението обратно при въвеждането като самолетът се извежда в хоризонтален полет със скорост $V_{БЗ(изв)} = 120$ kt, без напречен наклон [36].



Фигура 2.24. Боен завои.

При зададени ъгъл на наклон на траекторията и ъгъл на напречен наклон на самолета, претоварването може да се определи по формулата [34]:

$$(2.40) \quad n_y = \frac{\cos\theta}{\cos\gamma}$$

Наборът на височина при изпълнението на боен завои от типа възходяща спирала е приблизително равен на половината от наборът на височина при изпълнението на спирала с наклон 60° и тангаж 30° . Той може да се изчисли по формулата за стъпката на спирала [34]:

$$(2.41) \quad \Delta H_{БЗ} = 0,32 \frac{v_{cp}^2 \sin\theta}{tg(\gamma)}$$

Разпознаване:

- увеличаване на височината и намаляване на скоростта;
- изменение на крена, тангажа и курса на 180° ;
- трапецовидно изменени на нормалното претоварване.

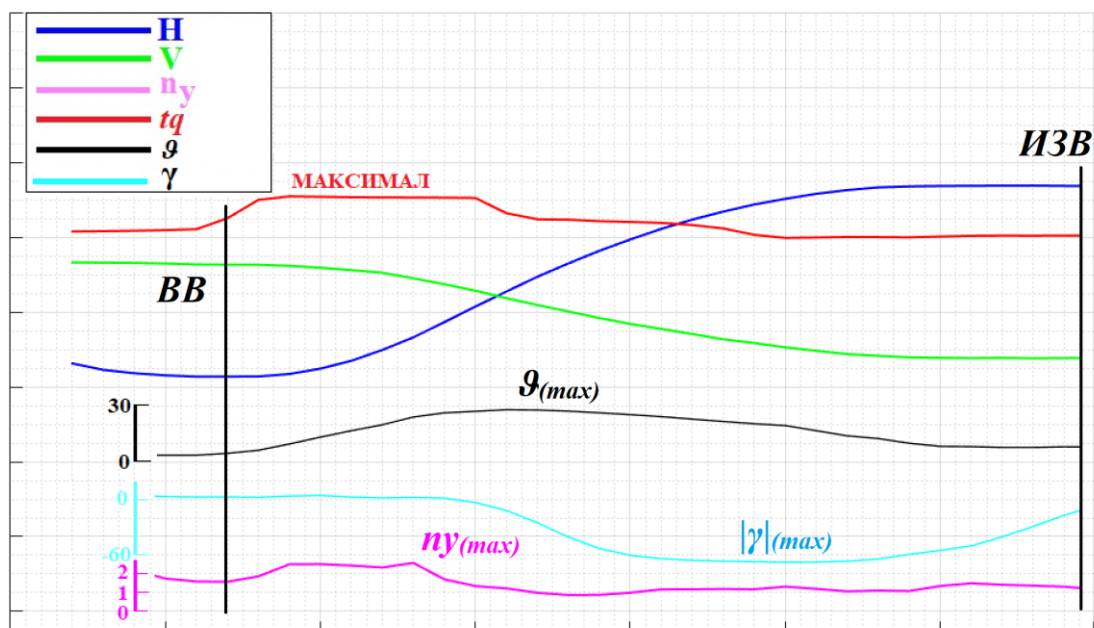
Условия за безопасност:

- претоварване и ъгъл на атака не по-големи от установените;
- приборната скорост при извеждане не по-малка от еволютивната.

Характерни отклонения:

- енергично въвеждане съпроводено от загуба на скорост;
- недостигане до зададените ъгли на наклон и тангаж;
- отклонение от посоката на извеждане.

На фигура 2.25. е показан запис от средството за обективен контрол на изпълнението на боен завои, като за начало на фигурата се приема момента на увеличаване на височината и претоварването.



Фигура 2.25. Запис на боен завой по данни от CVFDR.

Математическият модел за идентифициране на фигурата е:

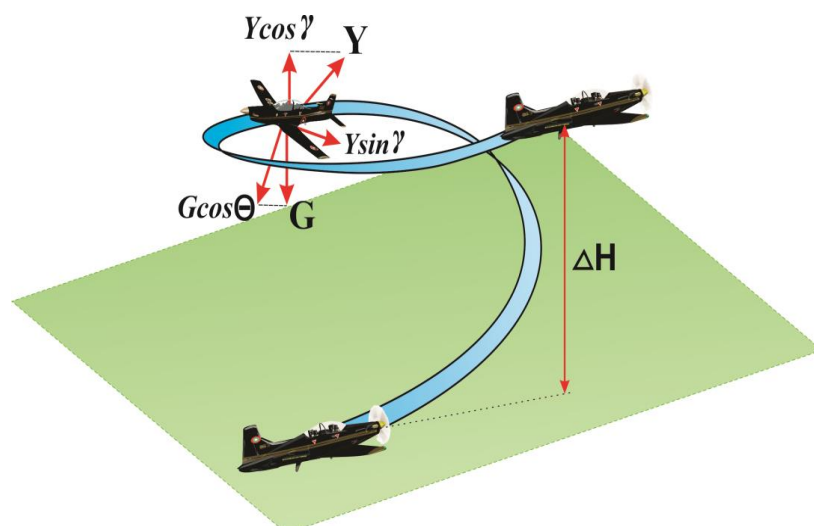
$$(2.42) \quad \Phi_{БЗ} = \{[E\Phi_3 \cdot X_1^g \cdot X_1^\gamma \cdot X_1^{ny}] \cdot [X_2^{V_{BB}} \cdot X_1^{tq}] \cdot [\Delta H \geq \Delta H_{БЗ} - \delta(H)] \cdot [\Delta \psi \geq 180^\circ - \delta(\psi)]\}_{\Delta t_{БЗ}}$$

При формирането на оценката на елемента се използват следните параметри: скорост на въвеждане и извеждане (V_{BB} и $V_{ИЗВ}$), ъгъл на тангаж (g), напречен наклон (γ), направление при извеждане ($\psi_{ИЗВ}$) и височина на извеждане ($H_{ИЗВ}$). В зависимост от големината на отклонението на параметрите се определя и техните оценки.

Спирала

Нарича се фигурата, при която летателният апарат се движи по спирална траектория с набор на височина или в снижение (фигура 2.26.).

С учебна цел се изпълняват възходяща и низходяща спирала с наклон γ до 45° със скорост $V_C = 200$ kt. При възходяща спирала режимът на работа на двигателя е максимален – tq_{max} , а при низходяща $tq = 15$ psi. Поддържането на скоростта се осъществява с промяна на ъгъла на тангаж g [36].



Фигура 2.26. Спирала.

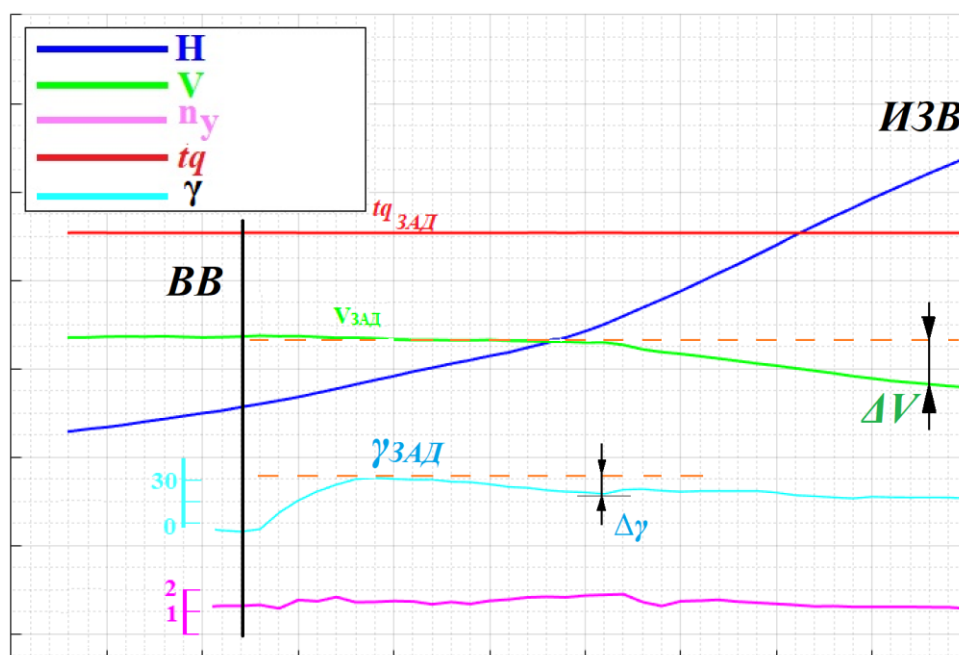
Потребното нормално претоварване при изпълнение на фигурата се получава от уравнението:

$$(2.43) \quad n_y = \frac{\cos\theta}{\cos\gamma}$$

Изменението на височината при промяна на направлението с 360° се нарича стъпка на спиралата и може да се определи по формулата [34]:

$$(2.44) \quad \Delta H_c = 0,64 \frac{v^2 \sin\theta}{\operatorname{tg}\gamma}$$

На фигура 2.27. е показан запис от средството за обективен контрол на изпълнението на възходяща спирала.



Фигура 2.27. Запис на възходяща спирала по данни от CVFDR.

Разпознаване:

- увеличаване или намаляване на височината;
- изменение на курса ($\geq 360^\circ$);
- постоянни скорост, напречен наклон, ъгъл на тангаж и претоварване.

Условия за безопасност:

- поддържане на зададените скорост, напречен наклон и тангаж;
- приборната скорост не по-малка от установената;
- спазване на зададената височина на извеждане.

Характерни отклонения:

- увеличаване на напречния наклон, което може да доведе до попадане на летателния апарат в дълбока спирала;
- недостигане до зададения ъгъл на тангаж;
- отклонение от посоката на извеждане.

Към фигурата могат да се отнесат голямо разнообразие от траектории, но за най-характерни признаци, при формиране на математическия модел, се избират наличие на възходящ или низходящ маньовър (M_4 или M_6) и допълнителни ограничения в претоварването ny и изменението на направлението $\Delta\psi$.

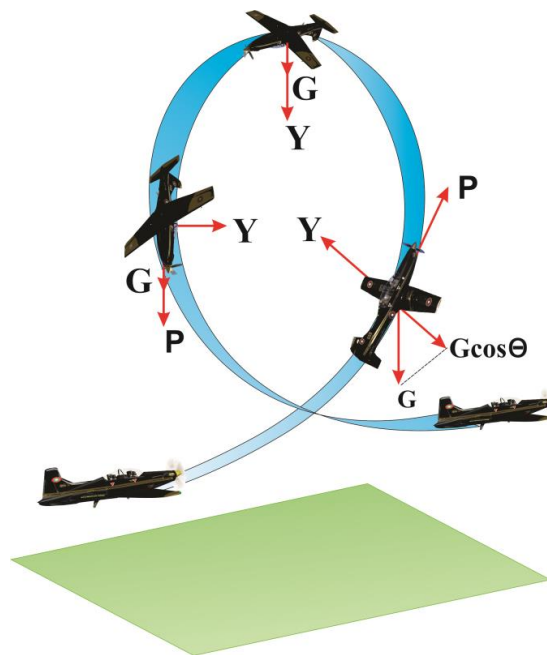
С добавянето на допълнителни признаци, включващи логически променливи отразяващи параметрите, с които се изпълнява фигурата, и зададените ограничения, описанието на математическия модел има следния вид:

$$(2.45) \quad \Phi_C = \{[(M_4|M_6) \cdot X_3^{ny}] \cdot [X_1^V \cdot X_1^\gamma \cdot (X_2^{tq} | X_3^{tq})] \\ [\Delta\psi \geq 360^\circ - \delta(\psi)] \cdot [ny < \delta(ny)] \\ [\Delta H \geq \Delta H_C - \delta(H)]\}_{\Delta t_C}$$

Оценяваните параметри, които влизат във формирането на оценката на фигурата, са: скорост (V), височина (H), направление на извеждане (ψ) и напречен наклон (γ).

Лупинг

Фигура от сложния пилотаж, при която летателният апарат описва затворена крива, разположена над точката на въвеждане (фигура 2.28.). Условно фигурата може да се раздели на две части – възходяща и низходяща част. При учебни полети за отработване на техниката на пилотиране при изпълнение на фигурата се поставя условието $d\theta/dt = const$.



Фигура 2.28. Лупинг.

При изпълнение на тренировъчни полети въвеждането и извеждането от фигурата се изпълнява със зададена скорост от $V_{Л(ВВ)} = 250 \text{ kt}$ и с максимален режим на работа на двигателя – tq_{max} . Летателния апарат се привежда в изкачване с плавно движение на лоста за управление назад, без наклон и плъзгане. Темпът на създаване на претоварването трябва да е такъв, че при ъгъл на тангаж $\theta = 50 \div 60^\circ$ претоварването да е равно на $4 \div 5$ единици. Скоростта в горната точка на фигурата не трябва да бъде по-малка от зададената в инструкцията на летателния апарат – $V_{Л(г.г.)} = 90 \text{ kt}$. В горната точка се проверява положението на летателния апарат, спрямо видимия хоризонт (без напречен наклон и плъзгане). Облекчава се режимът на работа на двигателя. Движението на лоста за управление трябва да е координирано, така че да се запази ъгловата скорост до преминаване на вертикалата. След преминаване на вертикалата се увеличава нормалното претоварване и се повишава режимът на работа на двигателя, така че при извеждането в хоризонтален полет скоростта и височината да са равни на тези при въвеждане: $V_{Л(ИЗВ)} = V_{Л(ВВ)}$ и $H_{Л(ИЗВ)} = H_{Л(ВВ)}$, без напречен наклон на самолета и плъзгане [36, 82].

Скоростта в която и да е точка, при условие че фигурата започва и завършва на една и съща височина ($n_{хср}=0$) се определя по формулата [34]:

$$(2.46) \quad V = V_0 \left(\frac{n_{y0} - 2 + \cos\theta}{n_{y0} - 1} \right)$$

Където: – n_{y0} – претоварване при въвеждане.

Претоварването във всяка точка може да се определи [34]:

$$(2.47) \quad n_y = n_{y_0} - 2 + 2\cos\theta$$

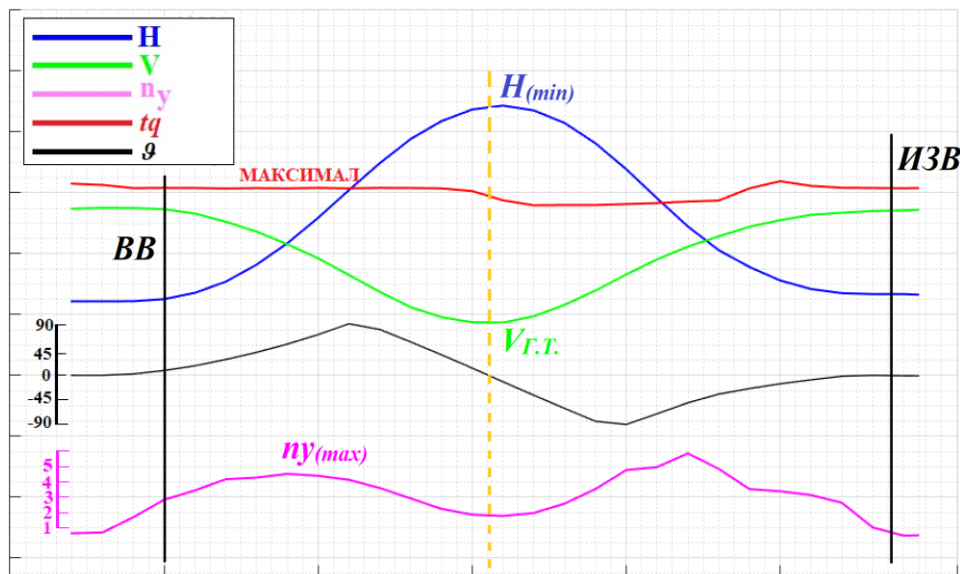
Минималната стойност на претоварването се реализира в горната точка на фигурата, където $\cos \theta = -1$ ($\theta = 180^\circ$). При начално претоварване от 4 единици, в горна точка $n_y = 0$. В летателната практика като правило претоварването в горна точка на лупинга е по-голямо или равно на единица.

Наборът на височина при изпълнение на лупинга може да се определя по формулата [34]:

$$(2.48) \quad \Delta H_{\text{л}} = \frac{V_o^2 - V_{\text{г.т.}}^2}{2g}$$

Времето за завъртане на траекторията на 360° е [34]:

$$(2.49) \quad t_{\text{л}} = 0,64 \frac{V_o}{n_{y_0} - 1}$$



Фигура 2.29. Запис при изпълнението на лупинг по данни от CVFDR.

По записите на средствата за обективен контрол (фигура 2.29.) определянето на лупинга става като се следи изменението на претоварването, височината и скоростта. За начало на фигурата се приема точката, в която претоварването започва да се увеличава, височината започва да нараства, а скоростта да намалява. В горната точка претоварването е близко до единица, височината спира да нараства, а скоростта е близка до $V_{\text{ЕВ}}$. За край на фигурата се смята точката, в която претоварването отново достига единица, а изменението на височината и скоростта спира.

Разпознаване:

- увеличаване на височината в първата половина на фигурата и намаляване във втората;
- равенство на курса при въвеждане и извеждане;
- характерното изменение на претоварването и ъгъла на тангаж;
- намаляване на скоростта в първата половина и увеличаването ѝ във втората.

Условия за безопасност:

- височината на извеждане не по-малка от зададената минимална безопасна височина;
- претоварването и ъгълът на атака не по-големи от установените в експлоатационните ограничения;
- приборната скорост в горна точка не по-малка от установената еволютивна скорост.

Характерни отклонения:

- енергично въвеждане последвано от загуба на скорост;
- извеждане на височина по-малка от зададената;
- извеждане с превишени скорост, претоварване и ъгъл на атака;
- отклонение от посоката на въвеждане.

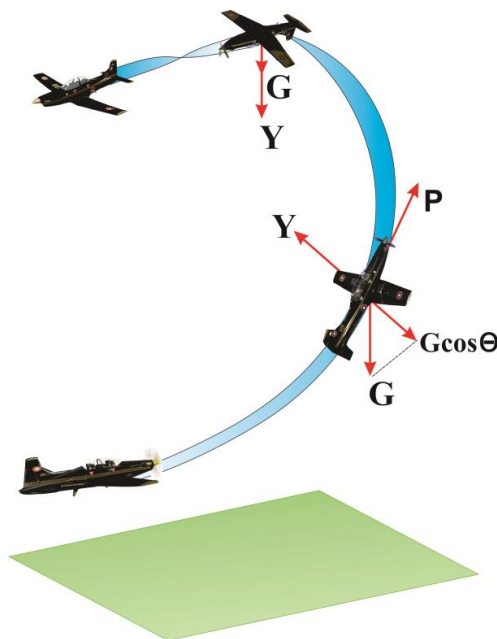
При зададени входни параметри за изпълнението на фигурата и като се имат предвид характерните признаци и зададени ограничения, математическият модел за идентифицирането на фигурата има следния вид:

$$(2.50) \quad \Phi_L = \{[(T_2 \cdot X_2^\vartheta \cdot [\Delta\vartheta > 90^\circ - \delta(\vartheta)] \cdot X_2^{ny}) \\ (T_3 \cdot X_3^\vartheta \cdot [\Delta\vartheta < -90^\circ + \delta(\vartheta)] \cdot X_2^{ny}) \cdot \Pi] \\ X_2^{tq} \cdot X_1^\psi \cdot X_2^\gamma \cdot [X_2^{V_{BB}} \cdot X_3^{V_{BB}} \cdot X_2^{V_{изв}} \cdot X_3^{V_{изв}} \cdot X_3^{V_{г.т.}}] \\ [\Delta H > H_L - \delta(H)] \cdot [\Delta\psi \geq 360^\circ - \delta(\psi)] \\ [|\gamma_{max}| \geq 180^\circ - \delta(\gamma)]\}_{\Delta t_L}$$

Имелман

Фигура от сложния пилотаж, която е съчетание на първата половина на лупинг със завъртане на летателния апарат на 180° около надлъжната ос в горната точка. Прилага се, когато е необходимо да се смени направлението на 180° с набор на височина (фигура 2.30.).

Началото на завъртането се определя от ъгъла на понижение на траекторията $\Delta\theta$. Трябва да се отчита, че завъртането на летателния апарат става на скорост близка до еволютивната, при което управляемостта на летателния апарат намалява.



Фигура 2.30. Имелман.

Въвеждането във фигура става от хоризонтален полет със скорост $V_{H(BV)} = 250 \text{ kt}$, с максимален режим на работа на двигателя tq_{max} , без наклон и без плъзгане. Избира се направление и с плавно движение на РУС самолета се привежда в изкачване. Темпът на създаване на претоварване и претоварването са същите като при изпълнението на лупинг – $ny = 4 \div 5 \text{ g}$. Завъртането на летателния апарат в горна точка се осъществява на малка скорост, затова изпълнението на половин тоно в горната точка може да започне само при достатъчен запас от приборна скорост (около 140 kt). Необходимо е да се отчита големината на ny , ако в процеса на завъртането то е по-голямо от единица, летателният апарат описва траектория с голямо странично отклонение. Поради тази причина преди завъртането е необходимо да се намали претоварването до единица и след това да се изпълни половин тоно. Скоростта в горната точка на фигурата не трябва да пада под $V_{H(г.т.)} = 90 \text{ kt}$ [36].

Наборът на височина в горната точка на фигурата е равен на този при изпълнението на лупинг (2.48), а времето за изпълнение ще е приблизително равно на половината на това за изпълнението на лупинг.

$$(2.51) \quad t_{И} = 1/2 t_{Л}$$

Разпознаване:

- увеличаване на височината и намаляване на скоростта;
- разлика в курса при въвеждане и извеждане на 180° ;
- изменение на претоварването.

Условия за безопасност:

- претоварването и ъгълът на атака не по-големи от установените в експлоатационните ограничения;
- приборната скорост в горна точка не по-малка от установената еволютивна.

Характерни отклонения:

- енергично въвеждане последвано от загуба на скорост;
- отклонение от посоката на извеждане.

Чрез записите на средствата за обективен контрол (фигура 2.31.) фигурата се разпознава по измененията на претоварването, височината, скоростта и направлението. Обръща се внимание на височините на въвеждане и извеждане, скоростите на въвеждане и извеждане, минималната скорост.



Фигура 2.31. Запис при изпълнението на имелман по данни от CVFDR.

Признаците, използвани в моделът за автоматично идентифициране, са последователното изпълнение на възходяща траектория T_2 , със зададено претоварване ny , наличие на $E\Phi_7$, описващ въртенето на летателния апарат около напречната му ос, и изменението на курса $\Delta\psi = 180^\circ$.

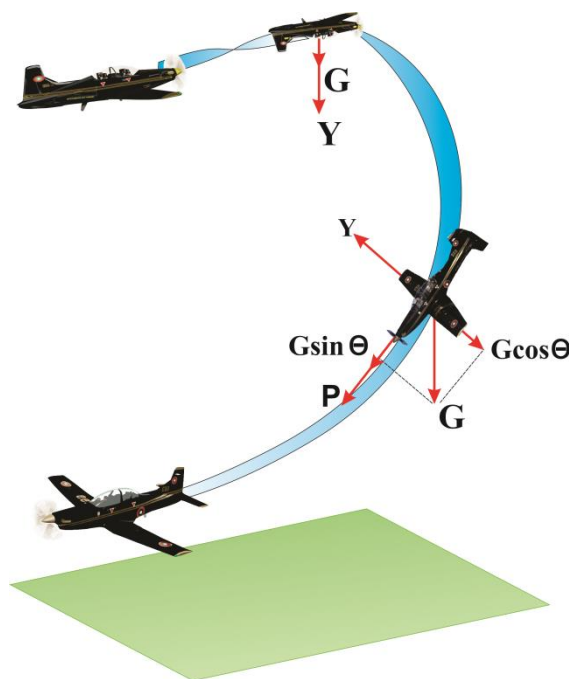
При зададени входни параметри математическия модел има следния вид:

$$(2.52) \quad \Phi_{\text{и}} = \{[(T_2, E\Phi_7), \Pi] \cdot X_2^{ny} \cdot X_2^{\vartheta} \cdot X_2^{tq} \cdot X_1^{\psi} \cdot [X_2^{V_{\text{ВВ}}} \cdot X_3^{V_{\text{г.т.}}} \cdot X_3^{V_{\text{ВВ}}}] \cdot [\Delta H > H_{\text{и}} - \delta(H)] \cdot [\Delta\psi \geq 180^\circ - \delta(\psi)] \cdot [\Delta\vartheta > 90^\circ - \delta(\vartheta)] \cdot [|\gamma_{\text{max}}| \geq 180^\circ - \delta(\gamma)]\}_{\Delta t_{\text{и}}}$$

Полутоно

Фигурата съчетава изпълнението на половин тоно и втората половина на лупинг(фигура 2.32).

Въвеждането във фигурата става от хоризонтален полет със скорост $V_{ПТ(ВВ)} = 120 \text{ kt}$ и режим на двигателя $tq = 10 \div 15 \text{ psi}$. Създава се ъгъл на тангаж $\theta = 10 - 15^\circ$ и се фиксира, след което с координирани команди летателния апарат се завърта на 180° . От гръбно положение без напречен наклон с плавно движение на РУС назад самолетът се привежда в снижение. До преминаване на вертикалата се запазва ъгловата скорост. С намаляване на височината и увеличаване на постъпателната скорост, претоварването се увеличава до $ny = 3,5 - 4 \text{ g}$. Фигурата завършва с извеждане на самолета в хоризонтален полет с $V_{ПТ(изв)} = 250 \text{ kt}$ [36].



Фигура 2.32. Полутоно.

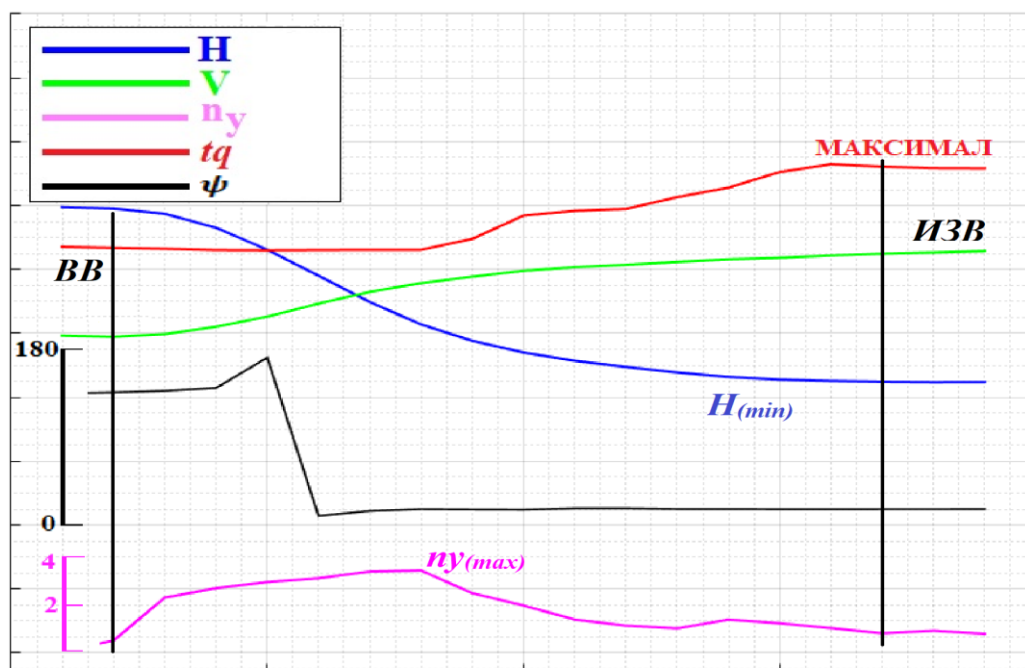
Основните характеристики на фигурата са загуба на височина, прираст на скорост и време за изпълнение. Загубата на височина от гледна точка на безопасността е най-важната. Тя може да се изчисли по формулата [34]:

$$(2.53) \quad \Delta H_{\text{п.т.}} = \frac{2V_{ср}^2}{gny_{ср}}$$

Времето за изпълнение ще е равно на половината на това за изпълнението на лупинг.

$$(2.54) \quad t_{\text{П.Т.}} = \frac{1}{2} t_{\text{Л}}$$

Фигурата се разпознава по измененията във височината, претоварването и скоростта (като при втората половина на лупинг). Обръща се внимание на височините на въвеждане и извеждане ($H_{\text{ПТ(ВВ)}}$ и $H_{\text{ПТ(ИЗВ)}}$), началната скорост $V_{\text{ПТ(ВВ)}}$ и скоростта на извеждане $V_{\text{ПТ(ИЗВ)}}$ (фигура 2.33.).



Фигура 2.33. Запис при изпълнението на полукружно по данни от CVFDR.

Разпознаване:

- намаляване на височината и увеличаване на скоростта;
- разлика в курса на 180° при въвеждане и извеждане;
- изменение на претоварването.

Условия за безопасност:

- претоварването и ъгълът на атака не по-големи от установените в експлоатационните ограничения;
- височината на извеждане не по-малка от зададената минимална безопасна височина.

Характерни отклонения:

- въвеждане с наклон и големи ъгли на атака;
- извеждане на височина различна от зададената;
- извеждане с превишени скорост, ъгъл на атака и претоварване;
- отклонение от посоката на извеждане.

Математически модел за идентифициране на фигурата:

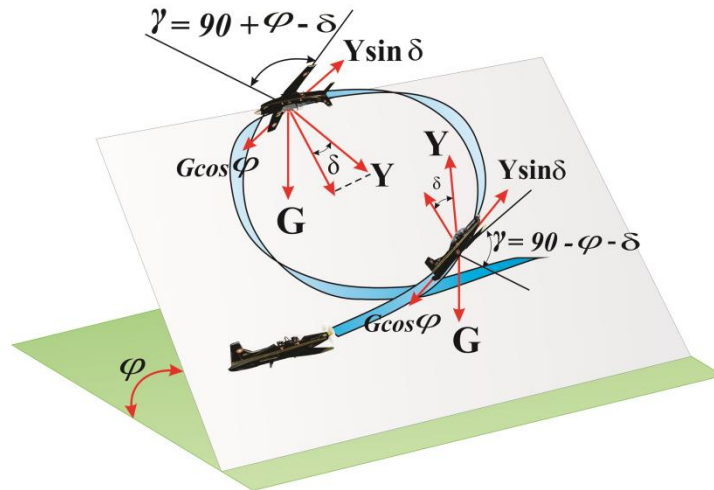
$$(2.55) \quad \Phi_{\text{п.т.}} = \{[(E\Phi_7, T_3) \cdot \Pi] \cdot X_3^\vartheta \cdot X_2^{ny} \cdot X_1^\psi \cdot [X_3^{V_{\text{ВВ}}} \cdot X_3^{tq_{\text{ВВ}}} \cdot X_2^{V_{\text{ИЗВ}}} \cdot X_3^{V_{\text{Г.Т.}}} \cdot X_3^{\gamma_{\text{ИЗВ}}}] \\ [|\gamma_{\text{max}}| \geq 180^\circ - \delta(\gamma)] \cdot [\Delta H > H_{\text{п.т.}} - \delta(H)] \\ [\Delta \vartheta < -90^\circ + \delta(\vartheta)] \cdot [\Delta \psi \geq 180^\circ - \delta(\psi)]\}_{\Delta t_{\text{п.т.}}}$$

Кос лупинг, кос имелман, косо полутоно

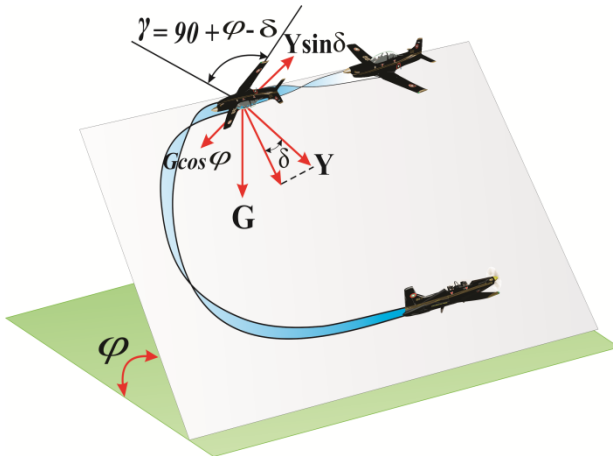
Косият лупинг представлява фигура, при която летателният апарат описва затворена крива в наклонената равнина, разположена над точката на въвеждане (фигура 2.34.).

При косото полутоно летателният апарат се завърта около оста си до желания наклон и се изпълнява втората част от косия лупинг (фигура 2.35.).

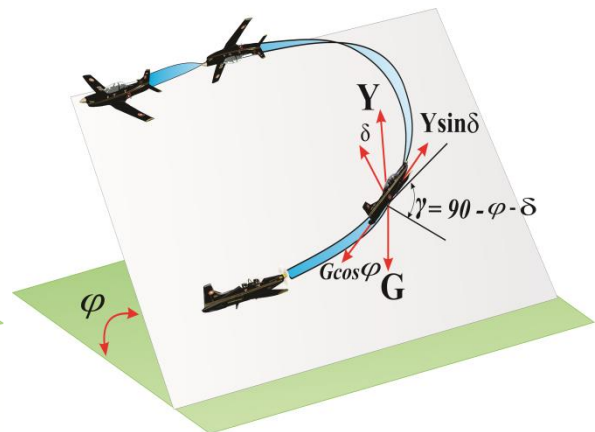
Косият имелман представлява фигура, която съчетава първата половина на косия лупинг и завъртане на летателния апарат около оста му в горна точка до преминаване в хоризонтален полет (фигура 2.36.).



Фигура 2.34. Кос лупинг.



Фигура 2.35. Косо полутоно.



Фигура 2.36. Кос имелман.

При изпълнението фигурите силата на тежестта се разлага на две съставляващи – $G\cos\varphi$ и $G\sin\varphi$. Колкото по-малък е φ , толкова по-голямо ще е влиянието му и ще опитва да изведе летателния апарат от равнината на изпълнение. За да бъдат изпълнени фигурите правилно, силата $G\cos\varphi$ трябва да бъде уравновесена. В летателната практика, за да бъде уравновесена $G\cos\varphi$, летателният апарат се накланя на ъгъл δ спрямо зададената равнина. По този начин ще се образува сила $Y\sin\delta$, която ще уравновесява $G\cos\varphi$ [34].

При въвеждане във фигурата: $\gamma = 90^\circ - \varphi - \delta$

В горна точка: $\gamma = 90^\circ + \varphi - \delta$

За изпълнение на кос лупинг с наклон на траекторията $\varphi = 45^\circ$ или $\varphi = 60^\circ$ е необходимо да се създаде ъгъл на наклона за съответното претоварване (таблица 7.).

Таблица 7.

Точка на косия лупинг	n_y	$\varphi = 45^\circ$	$\varphi = 60^\circ$
		γ	γ
Долна	5	37°	24°
	6	38°	25°
Горна	2	114°	136°
	3	121°	140°
	4	125°	143°

При косия лупинг или косия имелман летателният апарат набира по-малко височина, следователно в горна точка скоростта ще е по-голяма.

При изпълнението на кос лупинг в хоризонтален полет се установяват максимална тяга на двигателя tq_{max} и скорост на въвеждане $V_{BV} = 250$ kt. На хоризонта, без плъзгане се създава ъгъл на напречен наклон γ , съответстващ на желания ъгъл на наклон на траекторията φ , и се фиксира (таблица 7.). РУС се притегля назад за създаване на нормално претоварване $n_y = 5$ g за $3 \div 4$ секунди. Изпълнението на фигурата е такова, че при завиване на траекторията на 90° , ъгълът на наклон γ да е равен на 90° , а ъгълът на наклон на траекторията φ да съответства на желания. След преминаване на вертикалата се следят естественият хоризонт, наклона на летателния апарат спрямо него и скоростта. В горната точка на фигурата се контролират ъгълът на наклона γ (таблица 7.), височината и скоростта – $V_{ГТ} > 120$ kt. Режимът на работа на двигателя се намалява и изкривяването на траекторията се поддържа като се следи ъгълът на атака. При преминаването на вертикалата (при завиване на 270°)

се контролира ъгълът на наклона на траекторията φ . Увеличават се претоварването и режимът на работа на двигателя до tq_{max} . При извеждане от фигурата се намалява ъгъла на наклона γ до нула и се следи скоростта и височината при извеждане да са равни на тези при въвеждане ($V_{Л(ИЗВ)} = V_{Л(ВВ)}$ и $H_{Л(ИЗВ)} = H_{Л(ВВ)}$) [36].

Техниките на пилотиране при косия имелман и при косото полутоно са идентични както при двете половини от косия лупинг.

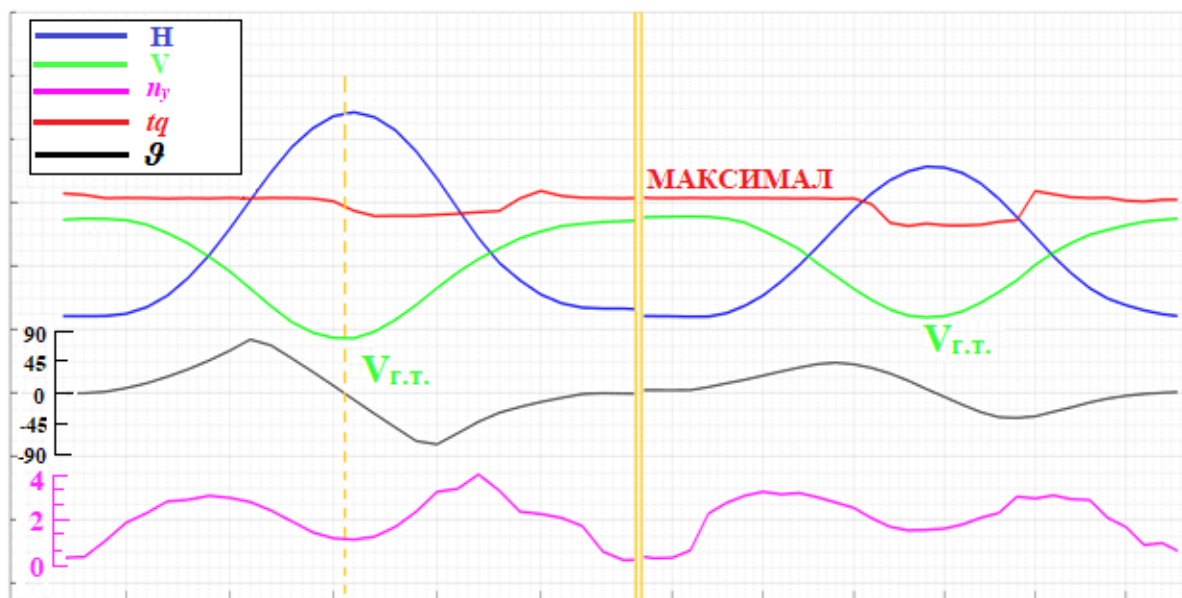
Изменението на височината при кос лупинг, кос имелман и косо полутоно, при равни други условия, ще бъде [34]:

$$(2.56) \quad \Delta H_{к.л./к.и.} \cong \Delta H_{л.} \cdot \sin \varphi$$

Където: $\Delta H_{л.}$ е набора на височина при прав лупинг.

Времето за изпълнение ще е приблизително равно на времето за изпълнение на прав лупинг, имелман и полутоно.

Определянето на косите фигури по записите от средствата за обективен контрол е затруднено, тъй като те са идентични с тези на правите фигури – лупинг, имелман, полутоно (фигура 2.37.). Характерно при разпознаването на фигурите е по-малкото изменение на височината и по-високата скорост в горна точка в сравнение с тази при правите фигури.



Фигура 2.37. Запис на лупинг и кос лупинг.

Разпознаване:

- изменение на височината, скоростта и претоварването;
- промяната в курса;
- изменение на напречния наклон и тангажа.

Условия за безопасност:

- стойностите на полетните параметри не по-големи от установените експлоатационни ограничения;
- височината на извеждане не по-малка от зададената минимална безопасна височина.

Характерни отклонения:

- въвеждане с различен от зададения наклон;
- извеждане на височина различна от зададената;
- извеждане с превишени скорост, ъгъл на атака и претоварване;
- отклонение от посоката на извеждане.

При косия лупинг отличителен признак е наличието на крен в участъка на максимална височина – γ^{Hmax} , като според неговата стойност може да се определи наклонът на равнината и посоката, в която е изпълнен. Изменението на височината ΔH и изменението на ϑ ще зависят от наклонът на равнината.

Математическите модели за идентификация фигурите са:

$$(2.57) \quad \Phi_{\text{К.Л.}} = \{[(T_2 \cdot X_1^{\vartheta} \cdot X_2^{ny}) \cdot (T_3 \cdot X_1^{\vartheta} \cdot X_2^{ny}) \cdot \Pi] \\ X_1^{\gamma} \cdot X_2^{tq} \cdot X_1^{\psi} \cdot [X_2^{V_{\text{ВВ}}} \cdot X_3^{\gamma_{\text{ВВ}}} \cdot X_2^{V_{\text{ИзВ}}} \cdot X_3^{V_{\text{Г.Т.}}}] \\ [\Delta H = H_{\text{К.Л.}} - \delta(H)] \cdot [\Delta \psi \geq 360^\circ - \delta(\psi)]\}_{\Delta t_{\text{К.Л.}}}$$

$$(2.58) \quad \Phi_{\text{К.П.Т.}} = \{[(E\Phi_7 \cdot T_3) \cdot \Pi] \cdot X_1^{\vartheta} \cdot X_2^{ny} \cdot X_1^{\psi} \\ [X_3^{V_{\text{ВВ}}} \cdot X_3^{tq_{\text{ВВ}}} \cdot X_2^{V_{\text{ИзВ}}} \cdot X_3^{V_{\text{Г.Т.}}}] \\ [\Delta H > H_{\text{К.П.Т.}} - \delta(H)] \cdot [\Delta \psi \geq 180^\circ - \delta(\psi)]\}_{\Delta t_{\text{К.И}}}$$

$$(2.59) \quad \Phi_{\text{К.И}} = \{[(T_2 \cdot E\Phi_7) \cdot \Pi] \cdot X_1^{\vartheta} \cdot X_2^{ny} \cdot X_2^{tq} \cdot X_1^{\psi} \cdot [X_2^{V_{\text{ВВ}}} \cdot X_3^{\gamma_{\text{ВВ}}} \cdot X_3^{V_{\text{Г.Т.}}}] \\ [\Delta H > H_{\text{К.И}} - \delta(H)] \cdot [\Delta \psi \geq 180^\circ - \delta(\psi)]\}_{\Delta t_{\text{К.И}}}$$

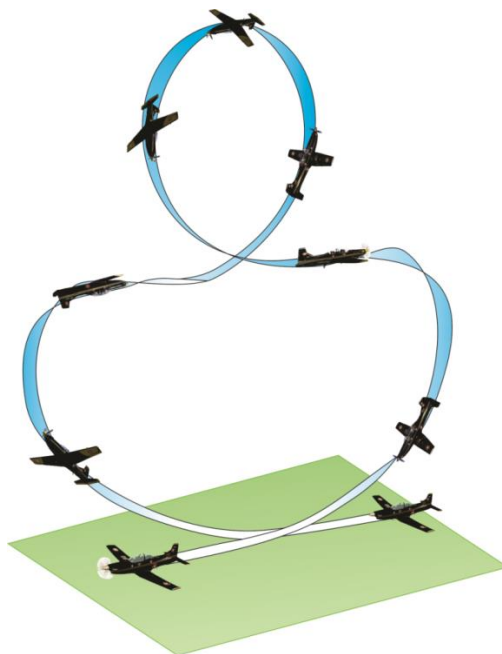
Вертикална осморка

Това е фигура от вертикалната равнина, която съчетава в себе си изпълнение на имелман, лупинг и полутонно (фигура 2.38.).

Техниката на изпълнение на фигурата е следната: в първата част се изпълнява имелман. Установяват се максимален режим на работа на двигателя tq_{max} и скорост на въвеждане $V_{\text{ВВ}} = 280 \text{ kt}$. С движение на РУС назад летателният апарат се привежда в изкачване, като се следи да няма напречен наклон γ (по естествения хоризонт) и плъзгане, както и за темпа на създаване на ъгловата скорост (по нарастване на претоварването).

Темпът на създаване на претоварването трябва да е с такъв, че при ъгъл на тангаж $\vartheta = 50 \div 60^\circ$ то да е равно на 5 единици. При достигане на хоризонта в гръбно положение притеглянето на РУС се спира и с координирано движение летателният апарат се завърта около надлъжната му ос на 180° . За следващия етап от фигурата (лупинг) е необходим достатъчен запас от скорост – $V = 180$ kt. В горната точка на вертикалната осморка скоростта трябва да е по-малка от $V_{BO(г.м.)} = 90$ kt. В низходящата част на лупинга режимът на работа на двигателя се намалява до „малък газ“. Извеждането от лупинга е над хоризонта на $\vartheta = 10 \div 15^\circ$. За продължаване на фигурата (полутон) се контролират височината – $\Delta H > 2000$ ft, и скоростта – $V < 160$ kt.

Извеждането от фигурата завършва на хоризонта със скорост $V_{BO(ИЗВ)} = 280$ kt и височина, равна на тези при въвеждането – $H_{BO(ИЗВ)} = H_{BO(ВВ)}$ [36, 82].



Фигура 2.38. Вертикална осморка.

Наборът на височина в горната точка на фигурата е приблизително равен на:

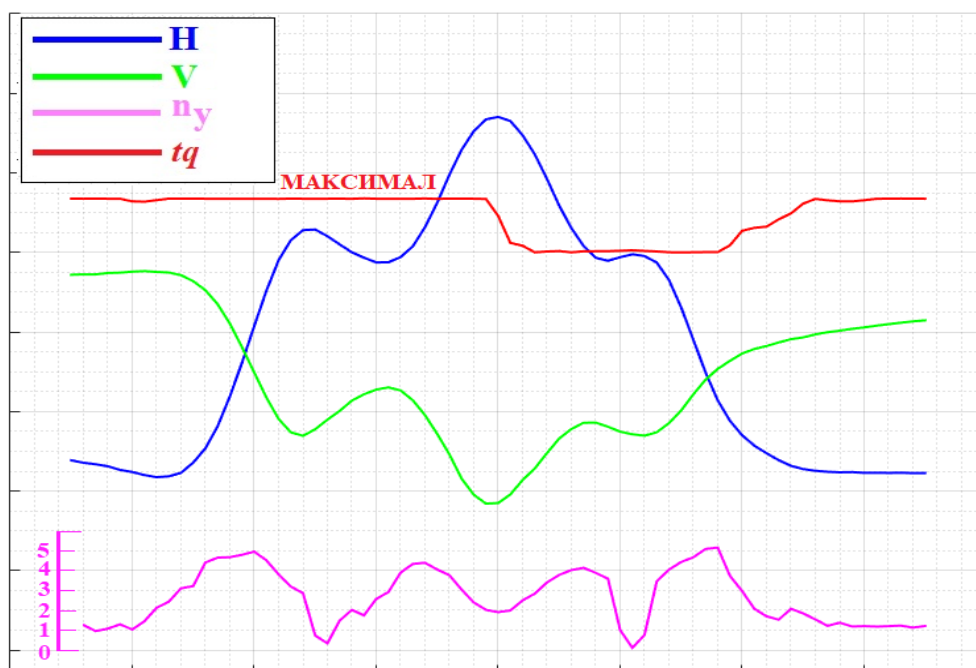
$$(2.60) \quad \Delta H_{в.о.} = \Delta H_{и} + \Delta H_{л}$$

$\Delta H_{и}$ може да се изчисли по формула (2.48) като $V_O = 280$ kt, а $V_{Г.Т}$ 160 kt.

Времето за изпълнение ще е равно на сбора от времената за изпълнение на отделните елементи (2.49), (2.51) и (2.54).

$$(2.61) \quad t_{в.о.} = t_{и} + t_{л} + t_{п.т.}$$

По записа от средството за обективен контрол (фигура 2.39.) фигурата може лесно да се познае по характерните изменения на височината и скоростта.



Фигура 2.39. Запис при изпълнение на вертикална осморка.

Разпознаването на комплексните фигури се прави на базата на разпознаване на отделните елементи, съчетани в тях.

Условия за безопасност са съобразно тези при изпълнението на отделните елементи от фигурата.

При формиране на математическото описание за автоматизирано идентифициране на елемента се отчита неговата комплексност и последователност на изпълнение на елементите – **П**. Използват се математическите описания на включените елементи (имелман, лупинг, полутоно).

$$(2.62) \quad \Phi_{B.O} = \{[\Phi_{и}, \Phi_{л}, \Phi_{п.т}]. П\}_{\Phi_{и}, \Phi_{л}, \Phi_{п.т}}$$

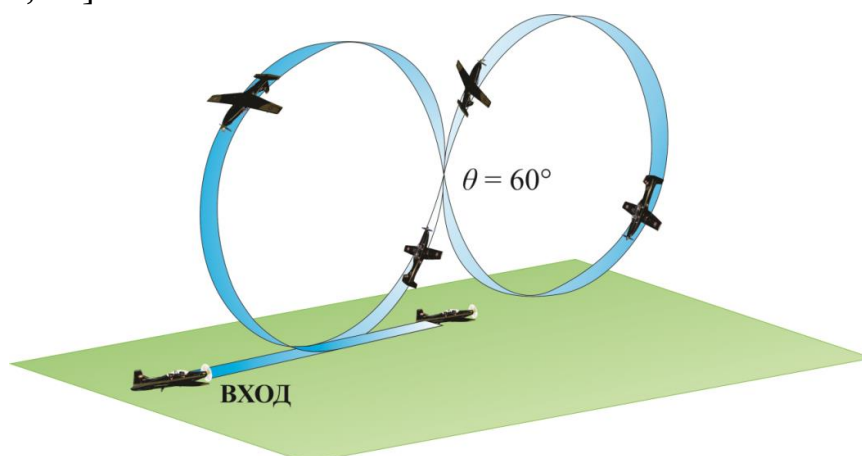
Отсъствието на необходимата съвкупност от елементи означава неизпълнение на фигурата.

Хоризонтална осморка

Фигура от вертикалната равнина, която е комплексно изпълнение на част от горка и последващо полутоно (фигура 2.40.).

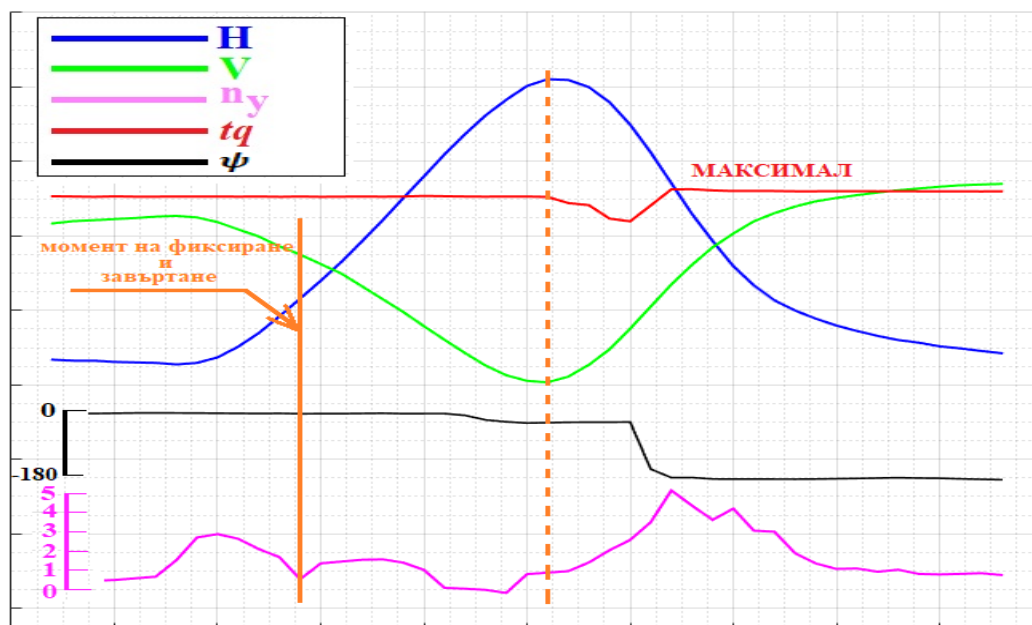
Изпълнението на фигурата започва от хоризонтален полет със скорост на въвеждане $V_{х.о.(ВВ)} = 250 \text{ kt}$, максимален режим на работа на

двигателя tq_{max} и претоварване $ny = 4 g$. При достигане на ъгъл на тангаж $\theta = 60^\circ$ се преустановява тегленето и се фиксира ($ny < 1$), летателният апарат се завърта на 180° около оста си и се следи за намаляването на скоростта и увеличаването на височината. При достигане на скорост $V = 160 \text{ kt}$ РУС се притегля назад и се изпълнява полутонно. Извеждането трябва да е на височина, равна на височината на въвеждане – $H_{Х.О.(ИЗВ)} = H_{Х.О.(ВВ)}$, със скорост $V_{Х.О.(ИЗВ)} = 250 \text{ kt}$. След преминаване на хоризонта, маньовърът се повтаря отново до пълното затваряне на фигурата в една вертикална равнина [36, 82].



Фигура 2.40. Хоризонтална осморка.

Наборът на височина в горната точка на фигурата е приблизително равен на този при лупинг, а времето за изпълнение ще е два пъти повече от това на лупинга.



Фигура 2.41. Запис на първата половина от хоризонтална осморка по данни от CVFDR.

На фигура 2.41. се вижда запис на половината от хоризонтална осморка. Записът на фигурата наподобява този на два последователни лупинга и е лесно да бъде объркана.

Разпознаване на елемент от фигурата:

- изменението на височината и скоростта;
- изменение на претоварването;
- наличие на отрицателно претоварване в първата половина на елемента.

Условията за безопасност и характерните отклонения са съобразно тези при изпълнението на горка и полутонно.

Хоризонталната осморка се състои от два еднакви елемента, изпълнени последователно. Изменението на траекторията е като при лупинг с тази особеност, че самолета се завърта около оста си при достигане на зададен наклон на траекторията и определена скорост.

$$(2.63) \quad \Phi_{X.0} = \{[\Phi_{X.0_1} \cdot \Phi_{X.0_2}] \cdot \Pi\}_{\Phi_{X.0_1}, \Phi_{X.0_2}}$$

Математическото описание на елемент от хоризонталната осморка има следния вид:

$$(2.64) \quad \Phi_{X.0_e} = \{[(T_2 \cdot X_1^\vartheta \cdot X_2^{ny}) \cdot E\Phi_7 \cdot (T_3 \cdot X_3^\vartheta \cdot [\Delta\vartheta < -90^\circ + \delta(\vartheta)]) \cdot X_2^{ny} \cdot \Pi] \\ X_3^{ny^{\vartheta_{3AD}}} \cdot X_2^{tq} \cdot X_1^\psi \cdot [X_2^{V_{BB}} \cdot X_3^{V_{BB}} \cdot X_2^{V_{изв}} \cdot X_3^{V_{изв}} \cdot X_3^{V_{Г.Т.}}] \\ [\Delta H > H_{X.0} - \delta(H)] \cdot [ny^{\vartheta_{3AD}} < \delta(ny)] \\ [|\gamma_{max}| \geq 180^\circ - \delta(\gamma)] \cdot [\Delta\psi \geq 180^\circ - \delta(\psi)]\}_{\Delta t_{X.0}}$$

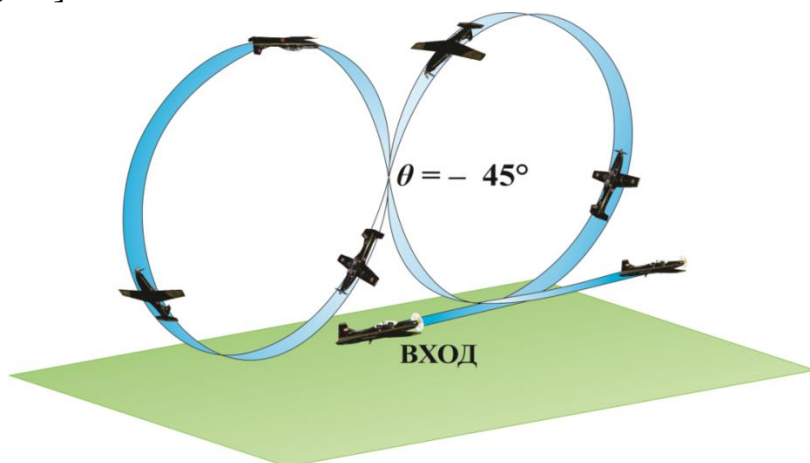
Където: – $ny^{\vartheta_{3AD}}$ – претоварването в момента на фиксиране на зададения ъгъл на тангаж.

Кубинска осморка

Комплексна фигура от вертикалната равнина, в която се съчетават изпълнението на лупинг със завъртане на 180° при достигане на $\theta = -45^\circ$ и повторно изпълнение на елемента (фигура 2.42.).

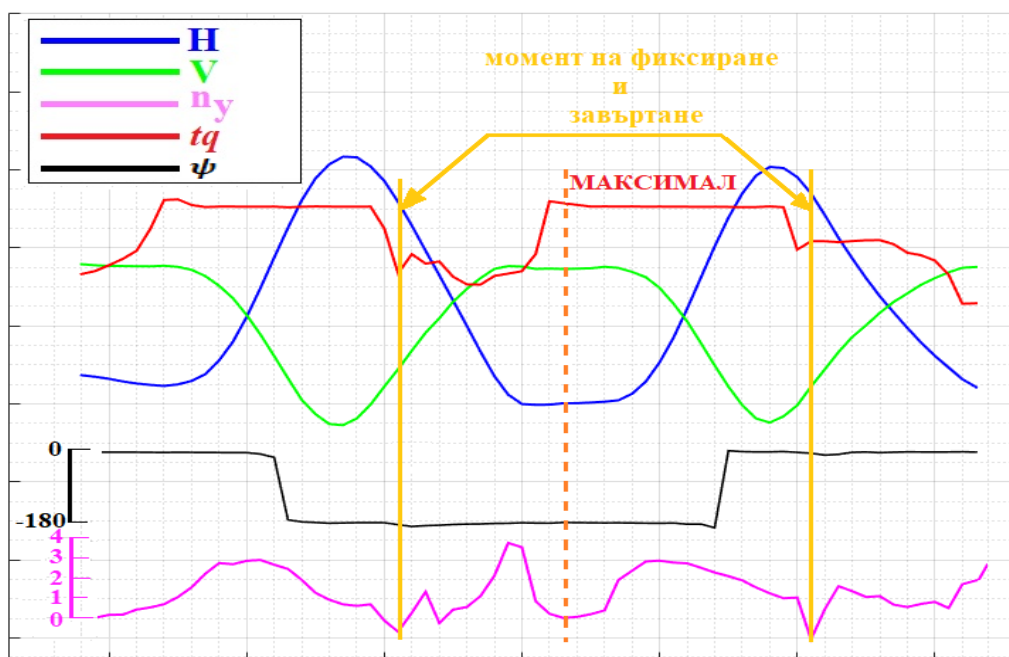
Техниката на изпълнение на първата част на кубинската осморка е идентична с тази на лупинг. Фигурата се изпълнява със скорост на въвеждане $V_{K.O.(BB)} = 250$ kt, максимален режим на работа на двигателя tq_{max} и претоварване $ny = 4g$. След преминаване на горна точка притеглянето на РУС продължава до достигане на ъгъл на наклон на траекторията $\theta = -45^\circ$, където за кратко време ($1 \div 2$ сек.) гръбното положение на самолета се фиксира ($ny < 1$). На $\Delta H = 1500$ ft самолетът се завърта на 180° . Завъртането се изпълнява с координирани отклонения на РУС и педалите с

цел изпълнение на фигурата в една вертикална равнина. Извеждането от пикиране трябва да завърши на височината на въвеждане във фигурата – $H_{К.О.(ИЗВ)} = H_{К.О.(ВВ)}$. След преминаване на хоризонта, маньовърът се повтаря отново до пълното затваряне на фигурата в една вертикална равнина [36, 82].



Фигура 2.42. Кубинска осморка.

Наборът на височина в горната точка на фигурата е равен на този при лупинг, а времето за изпълнение ще е два пъти повече от това на лупинга.



Фигура 2.43. Запис на първата половина на кубинска осморка по данни от CVFDR.

Разпознаване на елемент от фигурата:

- изменението на височината и скоростта;
- изменение на претоварването;
- наличие на отрицателно претоварване във втората половина на елемента.

Условията за безопасност и характерните отклонения са съобразно тези при изпълнението на лупинг и елеронно тоно.

Кубинската осморка подобно на хоризонталната се състои от два еднакви елемента, изпълнени последователно. Разликата между двете фигури е моментът на завъртане на самолета.

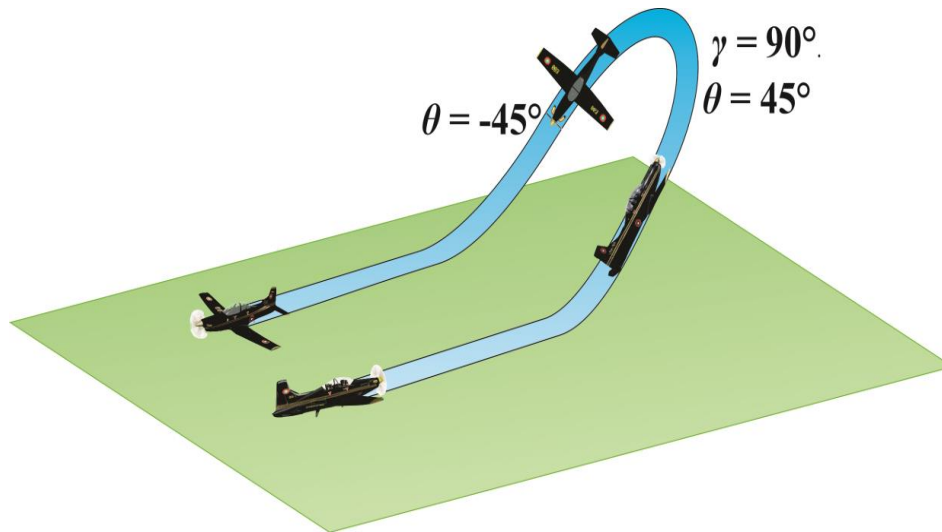
$$(2.65) \quad \Phi_{K.O} = \{[\Phi_{K.O_1} \cdot \Phi_{K.O_2}] \cdot \Pi\}_{\Phi_{K.O_1}, \Phi_{K.O_2}}$$

Математическото описание на елемент от кубинската осморка има следния вид:

$$(2.66) \quad \Phi_{K.O_e} = \{[(T_2 \cdot X_2^{\vartheta} \cdot [\Delta\vartheta > 90^\circ - \delta(\vartheta)] \cdot X_2^{ny}) \cdot (T_3 \cdot X_1^{\vartheta} \cdot X_2^{ny}) E\Phi_7 \cdot \Pi] \\ X_3^{ny^{\vartheta_{\text{Зад.}}}} \cdot X_2^{tq} \cdot X_1^{\psi} \cdot [X_2^{V_{BB}} \cdot X_3^{\gamma_{BB}} \cdot X_2^{V_{ИЗВ}} \cdot X_3^{\gamma_{ИЗВ}} \cdot X_3^{V_{Г.Т.}}] \\ [\Delta H > H_{K.O.} - \delta(H)] \cdot [ny^{\vartheta_{\text{Зад.}}} < \delta(ny)] \\ [|\gamma_{max}| \geq 180^\circ - \delta(\gamma)] \cdot [\Delta\psi \geq 180^\circ - \delta(\psi)]\}_{\Delta t_{K.O}}$$

Завой през крило

Това е пространствен маньовър, при който се променя посоката на полета на 180° , чрез едновременно и координирано изменение на ъглите на тангаж и наклон на летателния апарат (фигура 2.44.).

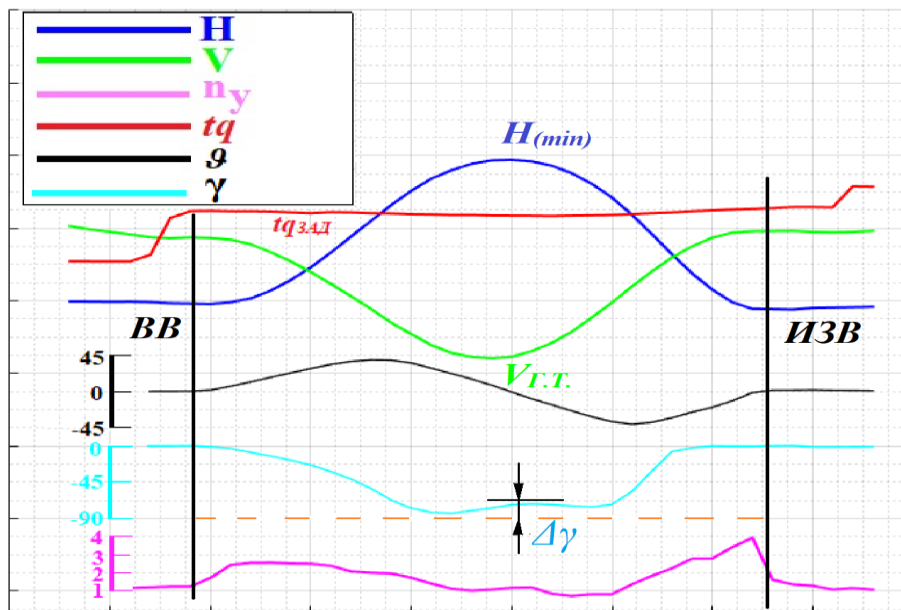


Фигура 2.44. Завой през крило.

Техниката на изпълнение на фигурата е следната: въвеждането става при скорост $V_{з.к.(ВВ)} = 210 \text{ kt}$ и режим на работа на двигателя $tq = 40 \text{ psi}$. Избира се направление. РУС се притегля назад в желаната посока като едновременно се увеличават ъглите на тангаж ϑ и наклон γ , така че при достигане $\theta = 45^\circ$ напречният наклон да е $\gamma = 90^\circ$. Промяната на направлението на полета в горната част на фигурата трябва да е на 90° спрямо посоката на въвеждане ($\psi_{з.к.(Г.Т.)} = \psi_{з.к.(ВВ)} + 90^\circ$), а скоростта не по-

малка от 110 kt. След това носът на летателния апарат се отпуска през хоризонта до достигане на $\theta = -45^\circ$, координирано с използването и на педалите. Извеждането от фигурата трябва да е на 180° от посоката на въвеждане – $\psi_{з.к.(ИЗВ)} = \psi_{з.к.(ВВ)} \pm 180^\circ$, без наклон и плъзгане, със скорост и височина равни на тези при въвеждане ($V_{з.к.(ИЗВ)} = V_{з.к.(ВВ)}$ и $H_{з.к.(ИЗВ)} = H_{з.к.(ВВ)}$) [36, 82].

На фигура 2.45. се вижда, че изменението на височината не е голямо, скоростта намалява плавно, а претоварването достига 2,5 – 3 единици. Ако регистратора на полетни данни предоставя възможността да се записват стойностите на крена, тангажа и курса, могат да се проследят техните изменения в процеса на изпълнение на фигурата.



Фигура 2.45. Запис на изпълнение на завой през крило по данни от CVFDR.

Разпознаване:

- изменение на височината, скоростта и претоварването;
- промяната на тангажа, напречният наклон и курса.

Условия за безопасност:

- големината на полетните параметри не по-големи от установените експлоатационни ограничения;
- височината на извеждане не по-малка от зададената минимална безопасна височина;
- скоростта в горната точка на фигурата не по-малка от минималната еволютивна на летателния апарат.

Характерни отклонения:

- извеждане на височина различна от зададената;

- отклонения от зададените крен и тангаж;
- извеждане с превишени скорост и претоварване;
- отклонение от посоката на извеждане.

При формирането на математическото описание на елемента се взема предвид следното:

- възходящата траектория в първата половина T_2 ;
- зададеният ъгъл на тангаж – ϑ ;
- изменението на крена – $E\Phi_7$;
- низходящата траектория във втората половина T_3
- изменението на курса – $\Delta\psi$.

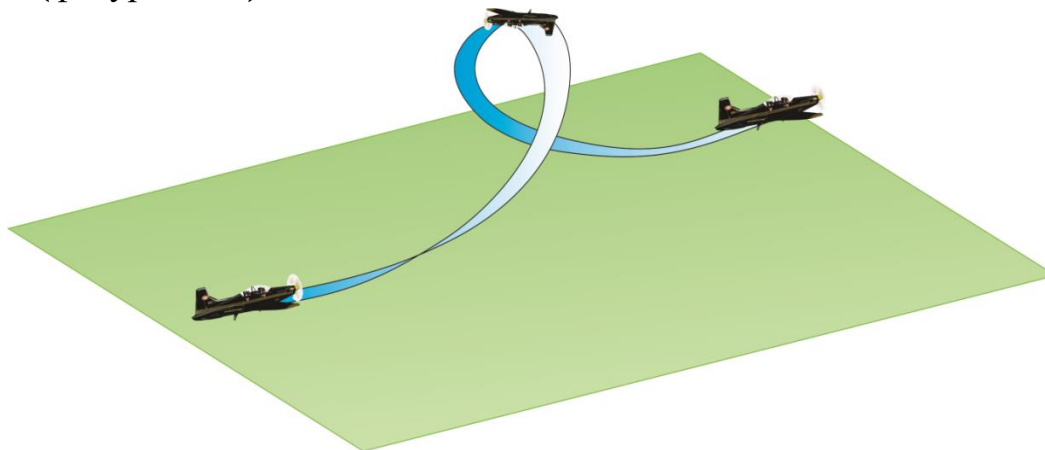
Зададените ограничения са по крен γ и по курс ψ , както и параметрите за изпълнение на фигурата.

Математическият модел има следния вид:

$$(2.67) \quad \Phi_{3,K} = [(T_2 \cdot X_1^{\vartheta}) \cdot E\Phi_7 \cdot (T_3 \cdot X_1^{\vartheta}) E\Phi_7 \cdot \Pi] \\ X_1^{tq} \cdot X_1^{\psi} \cdot [X_2^{V_{BB}} \cdot X_3^{Y_{BB}} \cdot X_3^{V_{Г.Т.}} \cdot X_2^{V_{изв}} \cdot X_3^{Y_{изв}}] \\ [\Delta\psi \geq 180^\circ - \delta(\psi)]\}_{\Delta t_{3,K}}$$

Хоризонтална спирала (Barrel roll)

Пространствен маньовър, при който летателния апарат се върти с постоянна ъглова скорост едновременно около надлъжната и напречната си оси (фигура 2.46.).



Фигура 2.46. Хоризонтална спирала (Barrel roll).

Преди започване на фигурата въздушното пространство се оглежда и се набелязва линеен ориентир пред носа на летателния апарат. В посоката на изпълнение на фигурата (на 90°) се набелязва втори ориентир. Установяват се скорост $V_{х.с.(BB)} = 210$ kt и режим на работа на двигателя $tq = 40$ psi за въвеждане във фигурата. РУС се притегля назад като

претоварването се увеличава. При достигане на ъгъл на тангаж $10 \div 15^\circ$, запазвайки ъгловата скорост на въртене, летателният апарат се завърта около напречната му ос в посоката на втория ориентир. Претоварването достига $3 \div 4$ единици. Ъгловата скорост на въртене се установява, осигурявайки излизане на летателния апарат в гръбно положение срещу ориентира, избран на 90° встрани. В гръбно положение се оценяват наборът на височина и скоростта. Въртенето на летателния апарат около надлъжната и напречната му ос продължава с такъв разчет, че извеждането от фигурата да стане в праволинеен хоризонтален полет по направление на линейния ориентир ($\psi_{Х.С.(ИЗВ)} = \psi_{Х.С.(ВВ)}$). Скоростта и височината на извеждане от фигурата трябва да са равни на тези при въвеждането [36, 82].

Разпознаване:

- изменение на височината, скоростта и претоварването;
- изменение на напречния наклон и тангажа;
- промяната в курса;

Условия за безопасност:

- големината на полетните параметри не по-големи от установените експлоатационни ограничения;
- височината на извеждане не по-малка от зададената минимална безопасна височина;
- скоростта в горната точка на фигурата не по-малка от минималната еволютивна на летателния апарат.

Характерни отклонения:

- извеждане на височина различна от зададената;
- извеждане с превишени скорост, ъгъл на атака и претоварване;
- отклонение от посоката на извеждане.

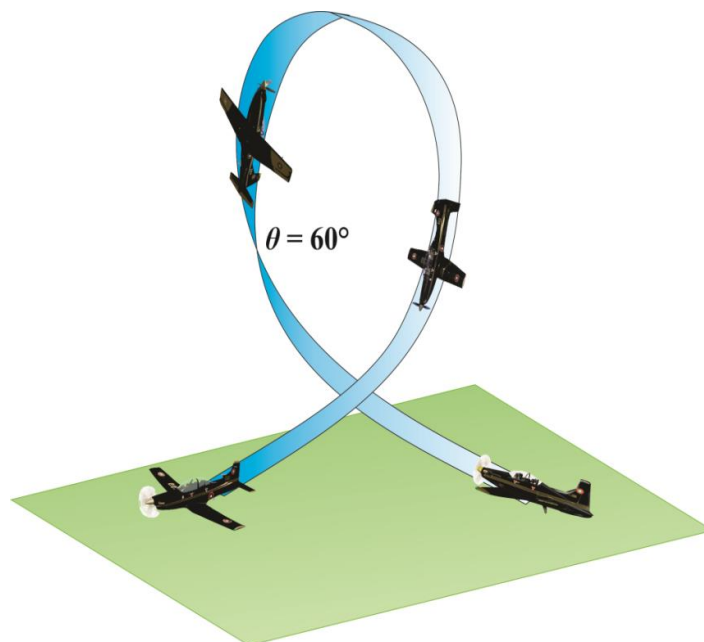
При изпълнението на хоризонтална спирала има изменение на траекторията T_2 и T_3 , с едновременно завъртане на самолета ($ЕФ_7$). Параметрите за въвеждане и извеждане във фигурата са зададени. Ограниченията в изменението на параметрите обхващат изменението на крена и курса.

Математическото описание е следното:

$$(2.68) \quad \Phi_{ХС} = \{[(T_2 \cdot X_1^g) \cdot ЕФ_7 \cdot (T_3 \cdot X_1^g) \cdot \Pi] \\ X_1^{tq} \cdot X_1^{ny} \cdot [X_2^{V_{ВВ}} \cdot X_2^{V_{ИЗВ}} \cdot X_3^{V_{Г.Т.}}] \cdot [\Delta\psi_{max} = 90] \\ [\Delta\gamma > 360^\circ - \delta(\gamma)] \cdot [\Delta\psi_{ВВ-ИЗВ} \leq \delta(\psi)]\}_{\Delta t_{ХС}}$$

Четирилистна детелина

Пространствен маньовър. Първата част от фигурата е подобна на първата половина от хоризонталната спирала (фигура 2.47.).



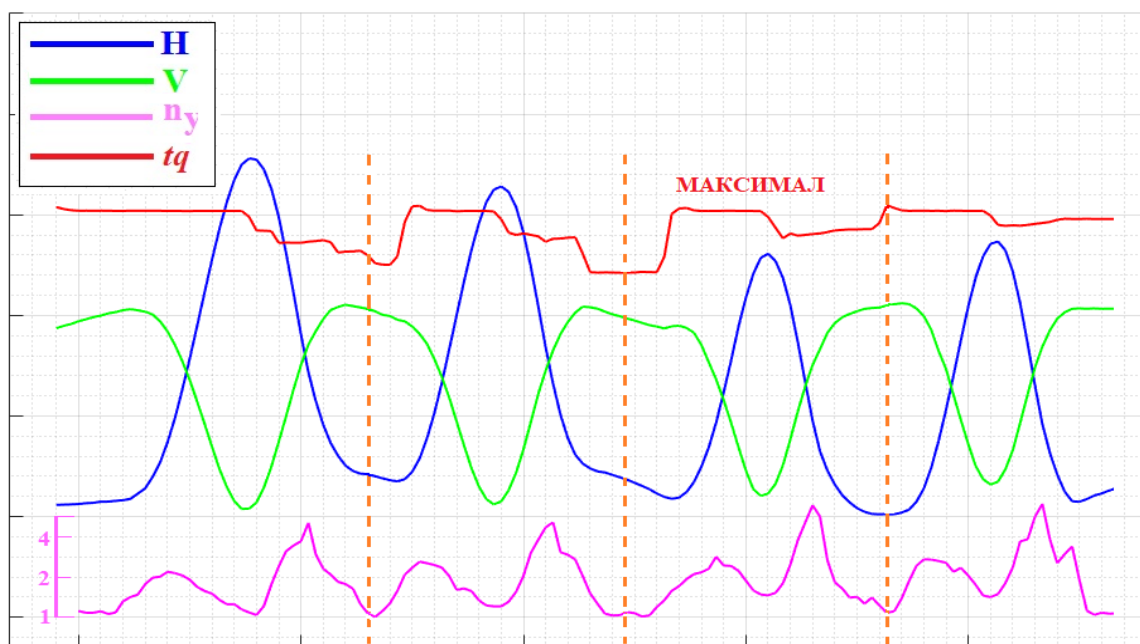
Фигура 2.47. Четирилистна детелина.

Въвеждането във фигурата става от хоризонтален полет със скорост $V_{д(ВВ)} = 230 \text{ kt}$ и максимален режим на работа на двигателя tq_{max} . Въздушното пространство се оглежда и се набелязва линеен ориентир пред носа на летателния апарат. В посоката на изпълнение на фигурата (на 90° встрани) се набелязва втори ориентир. РУС се притегля назад и претоварването се увеличава до 4 единици. При достигане на ъгъл на тангаж $\theta = 60^\circ$ самолетът се завърта към вторият набелязан ориентир. Темпът на въртене трябва да осигури излизането на самолета без наклон, в гръбно положение към ориентира. В гръбно положение $V_{д(Г.Т.)} > 90 \text{ kt}$. След преминаването на гръбното положение изпълнението на фигурата продължава като втората половина на лупинг. Темпът на извеждане трябва да осигури излизане от фигурата на височината на въвеждане ($H_{д(изв)} = H_{д(ВВ)}$) със скорост $V_{д(изв)} = 230 \text{ kt}$ и направление на 90° спрямо посоката на въвеждане ($\psi_{д(изв)} = \psi_{д(ВВ)} \pm 90^\circ$). Този елемент се изпълнява още три пъти. След изпълнение на последния елемент посоката на извеждане трябва да е равна на посоката на въвеждане в първия елемент от фигурата ($\psi_{д4(изв)} = \psi_{д1(ВВ)}$) [36, 82].

Изменението на височината при изпълнението на детелина ще е приблизително като това на лупинг, а времето за изпълнение четири пъти по-голямо.

По записа на средството за обективен контрол фигурата може да се познае като се проследи изменението на височината, скоростта и претоварването (фигура 2.48.). То е характерно за фигурата и може лесно да се разпознае.

Условията за безопасност и характерните отклонения са съобразно тези при изпълнението на лупинг.



Фигура 2.48. Запис на изпълнение на четирилистна детелина.

Четирилистната детелина се състои от четири изпълнени последователно еднакви елемента.

$$(2.69) \quad \Phi_{\text{ч.д}} = \{[\Phi_{\text{ч.д}_1} \cdot \Phi_{\text{ч.д}_2} \cdot \Phi_{\text{ч.д}_3} \cdot \Phi_{\text{ч.д}_4}] \cdot \Pi\}_{\Phi_{\text{ч.д}_1} \cdot \Phi_{\text{ч.д}_2} \cdot \Phi_{\text{ч.д}_3} \cdot \Phi_{\text{ч.д}_4}}$$

Математическият модел на елемент от фигурата наподобява този на лупинг като ограничението по промяна в курса ще е $\Delta\psi \geq 90^\circ$:

$$(2.70) \quad \Phi_{\text{ч.де}} = \{[(T_2 \cdot E\Phi_7 \cdot X_1^\vartheta \cdot X_2^{ny}) \cdot X_1^{\psi_{\text{г.т.}}} \cdot (T_3 \cdot [\Delta\vartheta < -90^\circ + \delta(\vartheta)] \cdot X_2^{ny}) \cdot \Pi] \\ X_1^{tq} \cdot [X_2^{V_{\text{ВВ}}} \cdot X_3^{V_{\text{ВВ}}} \cdot X_2^{V_{\text{ИЗВ}}} \cdot X_3^{V_{\text{ИЗВ}}} \cdot X_3^{V_{\text{г.т.}}} \cdot [\Delta H > H_{\text{ч.д}} - \delta(H)] \\ [|\gamma_{\text{max}}| \geq 180^\circ - \delta(\gamma)] \cdot [\Delta\psi \geq 90^\circ - \delta(\psi)]]\}_{\Delta t_{\text{ч.д}}}$$

При всички елементи от сложния пилотаж, изпълнявани във вертикалната равнина, оценката на техниката на пилотиране се формира от оценките на параметрите в контролните точки както следва: скорост, височина, претоварване, направление, напречен наклон и ъгъл на тангаж.

Скоростта се оценява в зависимост от максималното отклонение на нейните стойности ($\Delta V_{(max)}$), записани от средството за регистрация, спрямо зададените в нормативите за оценка. Скоростта в горна ($V_{Г.Т.}$) точка на елементите, когато нейните значения са минимални, се оценява само при стойност по-голяма или равна на установената минимална скорост. При стойност по-малка от тази е налице нарушаване на мерките за безопасност, съответно елементът се оценява с оценка „Неудовлетворителен“.

За оценка на височината, е необходимо да се определи разликата между нейните стойности при въвеждане ($H_{ВВ}$) и извеждане ($H_{ИЗВ}$ – ако е зададена, за фигури като полутонно и имелман). При полети на малка височина, стойността на височината при извеждане трябва да е по-голяма или равна на тази при въвеждане, но не и по-малка от зададената.

При изпълнението на всяка фигура претоварването (ny) се променя по определена закономерност. В зависимост от това, до каква степен съвпада фактическото изменение на претоварването със зададеното, може да се определят увереността на летеца в техниката на пилотиране или допуснатите грешки. При оценка на претоварването се взема неговата максимална стойност ($ny_{(max)}$) и времето за достигането ѝ. Темпът на създаване на претоварване трябва да е плавен – 1,5 ед./с.

Най-характерните грешки, които произхождат от анализа на изменението на претоварването са следните:

- бърз темп на създаване на претоварване в началото на фигурата;
- бавен темп на създаване на претоварване – може да доведе до оставане без скорост в горна точка на фигурата;
- неустойчиво поддържане на претоварването – това се явява основен показател при оценката на степента на натренираност на летеца при изпълнението на пилотажа.

Направлението при извеждане от фигурата се оценява като се пресметне разликата между стойностите на курса при извеждане ($\psi_{ИЗВ}$) и при въвеждане ($\psi_{ВВ}$), в зависимост от техниката на пилотиране на фигурата, и се сравни със зададените нормативи за оценка.

При фигури със зададен напречен наклон, оценката на параметъра се определя на базата на неговото отклонение, като се пресмята разликата между максималната му стойност (γ_{max}) и зададената такава ($\gamma_{зад}$). При правите фигури се оценява наличието на остатъчен наклон при въвеждане и извеждане ($\gamma_{ВВ}$ и $\gamma_{ИЗВ}$).

При вертикалните фигури, изпълнявани със зададен ъгъл на тангаж се оценява отклонението на параметъра, спрямо зададената му стойност, като се вземе неговата максимална стойност от записа (ϑ_{max}).

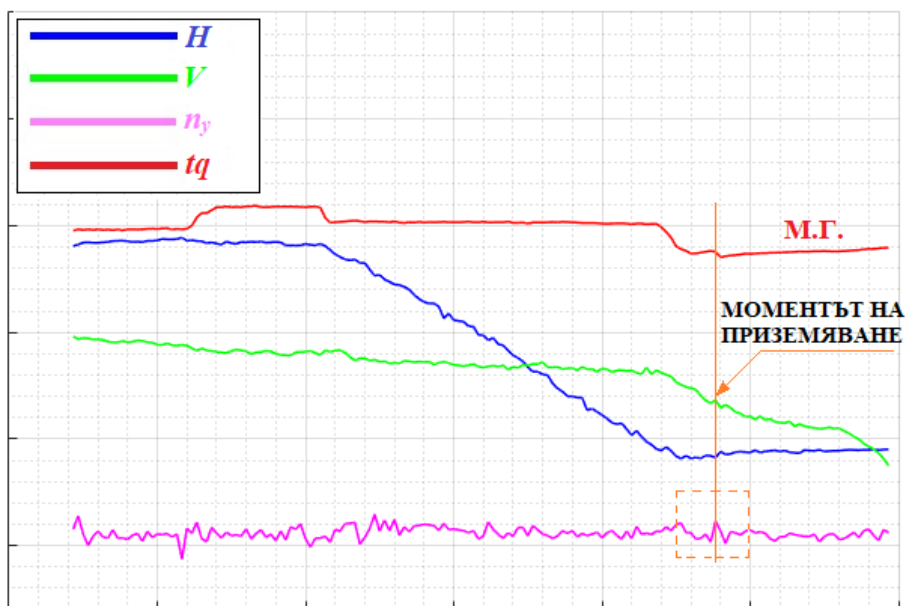
2.2.4.4. Техника на пилотиране и оценка на етапа кацане

Кацането се състои от етапите снижение, изравняване, издържане, приземяване и пробег. Снижението се извършва по траектория близка до праволинейната, наклонена под ъгъл $2 \div 3^\circ$. Скоростта е постоянна или намаляваща. В края на снижението започва етапът изравняване. Този етап е необходим за намаляване на вертикалната скорост. Издържането е закъснително движение на летателния апарат, което служи за точно подвеждане на летателния апарат към ПИК и намаляване на скоростта до скоростта за опирание.

Построяване на нормален заход за кацане: на височина 1000 ft (650 ft при полет на малка) в направление обратно на курса за кацане, самолетът се превежда в хоризонтален полет, установяват се скорост $V = 140$ kt и режим на работа на двигателя $tq = 15 \div 18$ psi. Спускат се клапите и колесника на самолета, и се увеличават $tq = 20 \div 22$ psi. Скоростта намалява до $V = 120$ kt. Изпълнява се завой за излизане в курса за кацане с такъв разчет, че самолета да се изведе на $H = 300$ ft на разстояние 1 nm от ПИК. Завоят се изпълнява с наклон γ до 40° . Установяват се $tq = 8 \div 10$ psi, пускат се клапите в положение за кацане и се поддържа скорост не по-малка от $V = 110$ kt. След излизане на глисадата за кацане скоростта се намалява до за $V = 90 \div 95$ kt за прелитане на прага на ПИК. Изравняването започва на височина 8 – 6 м и завършва на височина 1 – 0,75 м. Режимът на работа на двигателя се облекчава до минимален, като едновременно с това се притегля РУС с темп, равен на темпа на пропадане на самолета. Опирането на самолета е в положение и скорост близки до това на излитането [36, 82].

По записа от средството за обективен контрол в процеса на кацане може да се определят скоростта на снижение, моментът на опирание, плавността при опирание, действията на летеца при боравенето с РУД, РУС и механизацията по време на захода.

На фигура 2.49. е показан пример за нормално кацане на летателния апарат.



Фигура 2.49. Запис на нормално кацане по данни от CVFDR.

Разпознаване:

- механизацията е в положение за кацане;
- намаляване на режима на работа на двигателя;
- намаляване на височината;
- постоянна скорост на снижение;
- претоварването в момента на опирание.

Условия за безопасност:

- ъгълът на атака в момента на опирание да е равен на установения;
- скоростта при работа с механизацията да не превишава допустимите стойности;
- претоварването в момента на опирание да е в рамките на допустимото.

Характерни отклонения:

- отклонение от направлението на кацане;
- отклонение от скоростта на кацане и ъгъла на атака;
- отклонение в допустимите скорости при работа с механизацията.

При формиране на оценката на етапа кацане се вземат предвид: поддържането на направлението при снижение, височината на изравняване, скоростта при приземяване и претоварването при кацане, ако обучаемият не е допуснал грешки, довели до застрашаване на безопасността на полета или намеса на инструктора.

ГЛАВА 3. ОПТИМИЗИРАНЕ НА КОЛИЧЕСТВЕНАТА ОЦЕНКА НА ТЕХНИКАТА НА ПИЛОТИРАНЕ

3.1. Компютърно приложение за оценка на полетните упражнения

Разработеното компютърното приложение за оценка на полетните упражнения позволява, използвайки информацията от регистратора на полетни данни на летателния апарат, автоматично да се извърши качествен анализ на изпълненото упражнение и автоматично да се постави количествена оценка на изпълнените полетни елементи. За всеки обучаем се създава база от данни, в която се съхранява цялата информация за летателната му подготовка и обучение, и в която се съхраняват всички оценки от изпълнените полетни упражнения. На базата на оценките на изпълнените упражнения може да се определи общата оценка за достигнатото ниво на подготовка.

Предимства:

- използването на съвременни компютърни системи при оценяване на обучаемите;
- повишава се обективността на оценяването;
- електронна база данни за обучаемите с лесен достъп.

Основните функции на приложението са:

- автоматична обработка и анализ на информацията, записана от регистратора на полетни данни;
- идентификация на полетните елементи от зададеното упражнение;
- автоматична количествена оценка на разпознатите елементи съгласно приетите нормативи за оценка;
- формиране на електронна база данни с информация за обучаемите и оценките на упражненията;
- изчисляване на общата и крайна оценки за достигнатото ниво на подготовка съгласно приетите критерии за формиране на оценките.

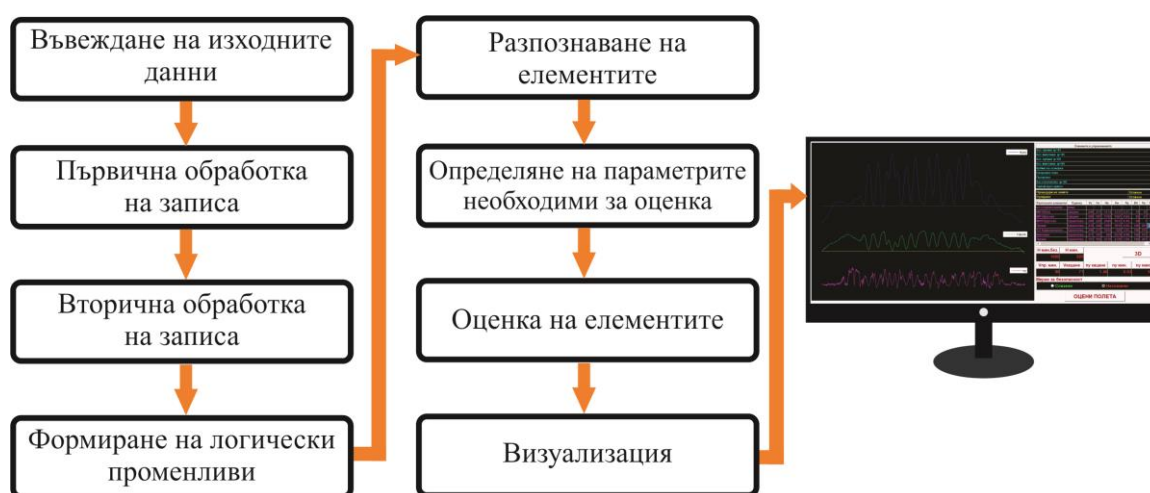
За създаването на компютърното приложение за оценка на полетните упражнения е използвана софтуерна среда за числен анализ със самостоятелен програмен език – MATLAB. Тя позволява операции от различен характер – обработка и представяне на данни, изчертаване на графики на функции, програмна реализация на алгоритми, разработка на програмни продукти, разработка на човеко-машинни интерфейси и др.

Платформата MATLAB се базира на скриптов език, който позволява контрол върху софтуерни приложения. Променливите се дефинират с помощта на оператор за присвояване („=“). Стойностите им могат да бъдат константи, резултати от изчисления, както и резултати от изпълнението на функции.

При създаването на рационални средства за автоматична обработка на полетната информация се използват ефективни и достатъчно прости алгоритми за логическа обработка на полетната информация.

Създаването на комплексен алгоритъм за автоматична обработка на полетната информация и оценка на отделните етапи и елементи в упражнението включва изграждане на:

- алгоритъм за автоматична обработка и анализ на полетната информация;
- алгоритъм за автоматично идентифициране на елементите в полетните упражнения;
- алгоритъм за автоматична оценка на разпознатите елементи.



Фигура 3.1. Комплексен алгоритъм за обработка на полетната информация.

Зададените стойности на параметрите за изпълнение на отделните етапи на полета и полетни елементи и техните прагови стойности са посочени в Приложение 3.

3.1.1. Функционалност на приложението

Приложението за оценка на полетните упражнения може да се използва както от командно-инструкторския състав, така и от обучаемите. Всеки потребител има профил, в който са въведени неговите лични данни. Всеки профил е защитен, а достъпът до него е подсигурен с парола.

Функционална схема на приложението е дадена в Приложение 4.

Потребителите от командно-инструкторския състав могат да създават нова база от данни за обучаемите. При създаването на нова база от данни се въвежда основната информация за обучаемия (имена, класна специалност, летателен опит). На всеки потребител от командно-инструкторския състав се предоставя достъп до базата данни, възможност за въвеждане на нова информация и редактиране или изтриване на стара.

Достъпът на обучаемите до базата данни е ограничен и се свежда до преглед на информацията за изпълнените от тях упражнения и поставените им оценки. Всеки от обучаемите може да получи достъп до приложението, само ако фигурира в базата данни.

Оценяването на упражненията се осъществява в отделен прозорец на приложението. В него се въвежда информацията за упражненията и се добавя сваленият запис от регистраторът на полетни данни на самолета.

Информацията за упражненията включва:

- номер на упражнението;
- номер на полета;
- наименование на упражнението;
- вида самолет, на който е изпълнено упражнението;
- прелетяното време;
- ПИК;
- височината на полета;
- метеорологични условия;
- пилотажна зона, в която е изпълнено упражнението;
- оценявани елементи;
- вида на полета;
- типа на полета.

При въвеждане на наименованието на полета автоматично се избират елементите, които включва упражнението. Елементи, които не са изпълнение в упражнението, могат да се премахват.

Със задаването на пилотажна зона и височината на полета автоматично се формира минималната безопасна височина за упражнението. Минималната безопасна височина е една от важните мерки за безопасност и е от значение при формиране на оценката на полета.

Оценяването на упражнението и изпълнените в него елементи става автоматично. Записът се обработва и оценяваните полетни параметри се представят в графичен вид. В две отделни таблици се визуализират зададените в упражнението елементи и полетните елементи, открити при

автоматичната обработка на полетните данни. Оценяването на елементите се осъществява съгласно утвърдените нормативи за оценка.

Нормативите за оценка зависят от типа самолет, на който е изпълнено упражнението.

Автоматично се определя спазването на мерките за безопасност в полетното упражнение, както и максималните и минималните отклонения в полетните параметри.

Оценката на полетното упражнение се формира на базата на оценките от изпълнените елементи и спазването на мерките за безопасност.

Важно значение за формирането на крайната оценка на летателната подготовка имат темпът на успеваемост на обучаемите, издръжливостта им към интензивните полети и натоварвания, влиянието от периодите на прекъсване на летателната подготовка и тяхната дисциплина. Оценката на горе изложените компоненти се определя от инструкторския състав.

Като се извърши оценката на полета, цялата информация се добавя и записва в базата данни на изборния обучаем.

Общата оценка на обучаемите за достигнатото ниво на подготовка се формира въз основа на оценките от изпълнените упражнения, а крайната оценка на летателното обучение, която обхваща цялостното представяне на обучаемите, се формира съгласно приетите критерии за оценка.

3.1.2. Визуализация

След обработка на полетните параметри, записани от регистратора на полетни данни, в графичен вид се представят четири основни параметъра, влизащи във формирането на оценката на изпълнените елементи. Това са: – височината, скоростта, претоварването и ъгълът на напречен наклон на самолета.

В графиката на височината се изобразява линия на минималната безопасна височина, а на графиката на скоростта се изобразява линия на минималната еволютивна скорост на самолета.

Стойностите на записаните полетни параметри в контролните точки могат да бъдат лесно определени. При маркиране на някоя от контролните точки, в страни от графиката в малък прозорец, излизат стойностите на параметъра и минутата, в която е бил записан.

С помощта на обработените параметри може да се възстанови приблизително траекторията на полета в триизмерна графика (Приложение 5).

3.2. Методика за количествена оценка на техниката на пилотиране

3.2.1. Алгоритъм за автоматична обработка на полетната информация

3.2.1.1. Първична обработка на записаната информация

Системите за регистрация на полетни данни записват следните видове информация:

- **основна информация** – сигнали от датчици, информация от приборите и еднократни команди;
- **служебна информация** – за идентификация на полета;
- **спомогателни сигнали** – необходими за адресация и синхронизация на информацията при запис и четене на тактови импулси.

Първичната обработка на полетната информация включва извличане на полетните данни от регистратора и възстановяване на стойностите на измерените параметри. Те се групират в таблица. За целите на изследването се вземат записаните данни с параметрите, необходими за извършването на качествен анализ на полетното упражнение и формиране на количествена оценка. Това са:

- време – Pr_t – записва се във формат $HH:MM:SS$;
- скорост – Pr_v , [knots];
- височина – Pr_H , [feet];
- претоварване – Pr_{ny} , [g];
- тангаж – Pr_θ , [°] (в кабриране – $0^\circ \div 90^\circ$, в пикиране – $0^\circ \div -90^\circ$);
- наклон на летателния апарат – Pr_γ [°] (надясно – $0^\circ \div 180^\circ$, наляво – $0^\circ \div -180^\circ$);
- курс – Pr_ψ , [°] – $0^\circ \div 360^\circ$;
- режим на работа на двигателя – Pr_{tq} , [psi] – $0 \div 63,8(67,4)$.

Регистрирането на параметрите е за всяка секунда време. В зависимост от приоритета на параметъра броят на стойностите му записани за една секунда може да е различен. Това създава празни клетки в таблицата със стойностите на параметрите.

По време на работа на регистратора на полетни данни периодично или извънредно се записват контролни съобщения. Те включват информация за техническа грешка, моментно прекъсване на записа или друго събитие.

Табличният вид на запис с параметрите представлява:

$$C = \begin{array}{|ccc|} \hline Pr_1 & Pr_2 & Pr_n \\ \hline Pr_{1_1} & Pr_{2_1} & Pr_{n_1} \\ Nan_{1_1} & Nan_{2_1} & Pr_{n_2} \\ Nan_{1_2} & Pr_{2_2} & Pr_{n_3} \\ Nan_{1_3} & Nan_{2_2} & Pr_{n_4} \\ "контролно съобщение" & & \\ Pr_{1_2} & Pr_{2_3} & Pr_{n_5} \\ \hline \end{array}$$

Където:

- C – таблица с изследваните параметри;
- Pr – стойността на записания параметър;
- Nan – липса на запис за параметъра.

При обработката на параметрите празните клетки и контролните съобщения възпрепятстват работата на алгоритъма. Това налага тяхното премахване или добавянето на такива стойности на параметрите, че да не се изкриви същността на записа. Всеки параметър се обработва поотделно.

Към празните позиции в числовата редица се добавят стойности на параметъра – Pa , непроменящи значението на записа. В зависимост от приоритета на параметъра това може да се осъществи като се добавят стойности, равни на последната записана стойност параметъра (Pr), или като се използва методът на линейна интерполация за две съседни стойности на параметъра.

В първия случай:

$$(3.1) \quad [Pa_1 \div Pa_n] = [Nan_1 \div Nan_n] = Pr_n$$

Където:

- $Pa_1 \div Pa_n$ – добавени стойности на параметъра;
- $Nan_1 \div Nan_n$ – брой празни позиции;
- Pr_n – последната стойност на записания параметър.

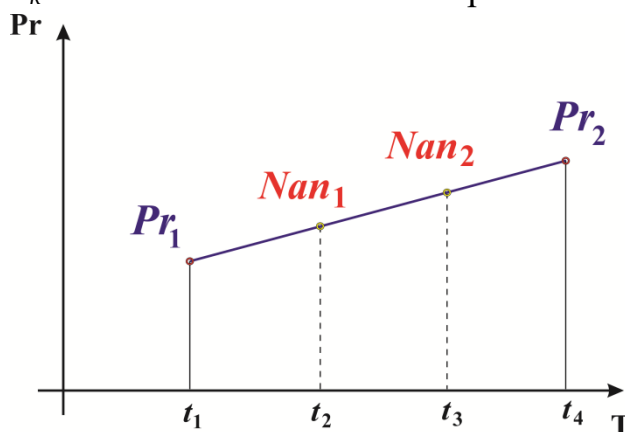
Добавените стойности не променят същността на записа на параметъра. Техният брой е равен на броя на празните позиции в редицата. Този метод се прилага при обработка на параметрите напречен наклон (Pr_γ), курс (Pr_ψ) и режим на работа на двигателя (Pr_{iq}).

Линейната интерполация позволява да се определи неизвестна стойност на параметъра между две записани негови стойности. Общото уравнение за линейна интерполация придобива вида:

$$(3.2) \quad Pa_1 = Nan_1 = Pr_n + (Pr_{n+1} - Pr_n) \cdot \left[\frac{(t_{n+1} - t_n)}{(t_k - t_n)} \right]$$

Където:

- Pr_1 – добавена стойност;
- Nan_1 – празна позиция;
- Pr_n и Pr_{n+1} – стойности на записания параметър;
- $t_n \div t_k$ – стойности на записа за времето.



Фигура 3.2. Линейна интерполация.

При използването на линейна интерполация възниква грешка над реалната стойност на истинската функция, но тъй като интервалът между записаните стойности на параметрите е не по-голям от 1 секунда, тя е пренебрежимо малка. Методът се използва при обработката на параметрите – скорост (Pr_v), височина (Pr_H), претоварване (Pr_{ny}) и тангаж (Pr_θ).

След първичната обработка на записа с полетната информация всички необходими за анализа параметри се подреждат в таблица като числови редици. Така записът придобива вида:

$$C = \begin{bmatrix} Pr_1 & Pr_2 & Pr_3 \\ Pr_{1_1} & Pr_{2_1} & Pr_{3_1} \\ Pa_{1_1} & Pa_{2_1} & Pr_{3_2} \\ Pa_{1_2} & Pr_{2_2} & Pr_{3_3} \\ Pa_{1_3} & Pa_{2_2} & Pr_{3_4} \\ Pr_{1_2} & Pr_{2_3} & Pr_{3_5} \end{bmatrix}$$

Поради спецификата на записваните параметри, техните стойности могат да бъдат цели числа или десетични дроби. С цел улесняване на работата и в зависимост от необходимата точност, десетичните дроби могат да се закръглят до един знак след запетаята, а отрицателните числа да се представят като абсолютна стойност.

Закръгляне към по-висока стойност до определен знак след запетаята:

$$(3.3) \quad Pr = [Pr, u]$$

Където:

- u – броят на символите след запетаята.

Абсолютна стойност на параметъра:

$$(3.4) \quad Pr = |-Pr|$$

Закръглянето и представянето на параметъра като абсолютна стойност оказват влияние върху обработката на записа, затова трябва да се прилагат в такъв момент, че да не се изкривява достоверността на записаните параметри при анализа.

При изследването на записи с полетните параметри от CVFDR в определени случаи се откриват отделни нереални стойности на полетните параметри. Тези стойности надвишават многократно максималните (минималните) стойности на ЕО на самолета и обикновено се откриват в участъците от записа по време на запуск (установка) на двигателя на самолета или при работа с АО на земята. Нереалните стойности на полетните параметри оказват негативно влияние на автоматичния анализ на информацията и оценката на параметрите, затова трябва бъдат премахнати. Това става със задаване на конкретни стойности на параметрите (P_{UR}), които, ако бъдат открити в записа, се изтриват.

$$(3.5) \quad loc(P_{UR})_n = find(P_{UR})$$

$$(3.6) \quad \forall C(loc(P_{UR})_n, :) = []$$

Където: $- []$ – команда в софтуерната среда за анализ за изтриване на конкретни стойности в записа C .

3.2.1.2. Вторична обработка на записаната информация

Вторичната обработка на параметрите на полета трябва да установи отделните етапи на полета и изпълнените елементи, както и отклонения от зададения за полета режим. Процесът преминава през следните етапи:

- разделяне на записа с полетна информация на участъци;
- определяне на отклонения в записаните параметри, довели до нарушаване на мерките за безопасност;
- извличане на фактическите стойностите на записаните параметри, необходими за автоматичното откриване на елементите.
- идентифициране на изпълнените елементи.

3.2.1.2.1. Разделяне на записа с полетната информация на участъци

Разделянето на записа с обработената полетна информация на отделни участъци става по определени критерии (k), зависещи от вида на полета и от техниката на изпълнение на търсените елементи. Разделянето на записа на участъци има за цел да се локализира най-вероятното местоположение на полетните елементи (етапи).

Всеки критерий представлява зададена стойност на предварително избран полетен параметър. Избраните критерии се характеризират с техните фактически стойности, позицията, която заемат в записа, и техният брой:

$$(3.7) \quad [K, loc(K)_{n_k}] = find(k)$$

Където:

- K – фактичската стойност на критерия в записа;
- $loc(K)$ – местоположението на критерия в записа;
- n_k – броят на откритите критерии.
- $find$ – команда за откриване на зададен елемент в софтуерната среда за анализ.

Броят на зададените критерии в записа се определя:

$$(3.8) \quad n_k = length(loc(K))$$

Където:

- $length$ – команда за определяне на дължината на числова редица в софтуерната среда за анализ.

Поради спецификациите на записващото устройство, може да не съществува запис за конкретната стойност, избрана за критерий. Затова се търси първата стойност най-близка до зададената, като се определят нейните местоположения в записа.

Участъците от записа C се формират по следния начин (Приложение 6.):

$$(3.9) \quad S(i) = C\{loc(K)_{n_k} \div loc(K)_{n_{k+1}}, : \}$$

Където:

- $S(i)$ – търсеният участък;
- i – броят на участъците;
- „ : “ – обозначава използването на записите на всички полетни параметри.

Броят на участъците се определя:

$$(3.10) \quad i = n_k - 1$$

3.2.1.2.2. Избор на критерии за определяне на участъците на излитане и кацане

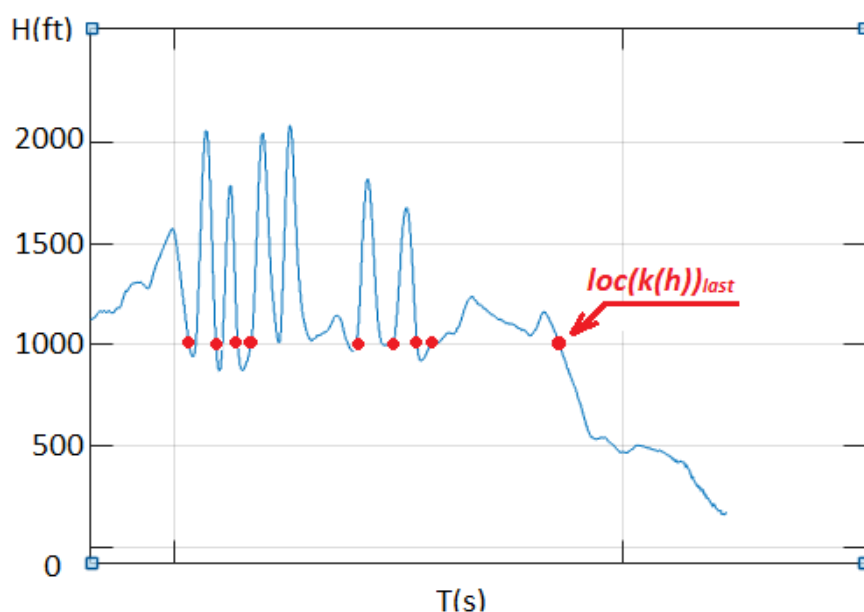
Излитането се характеризира с максимален режим на работа на двигателя и непрекъснато увеличаване на скоростта. За начало на участъка се приема моментът, в който режимът на работа на двигателя достигне първото значение на предварително зададена стойност – $tq_{зад(1)}$, а за край на участъка – достигането на височината определяща края на етапа на излитането – $H_{к.и.(1)}$.

$$(3.11) \quad S_{изл} = C\{loc(K(tq_{зад}))_1 \div loc(K(H_{к.и.}))_1, : \}$$

Заходът за кацане и кацането се характеризират с постоянно намаляване на височината, скоростта и режимът на работа на двигателя. Използваните критерии за отделяне на участъка на захода за кацане и кацане са последният запис на височината със стойността, определяща началото на захода – $loc(K(H))_{end}$, и записът на скоростта със стойност равна на тази, използване за рулиране – $loc(K(V_{рул}))_1$.

$$(3.12) \quad S_{кац} = C\{loc(K(H))_{last} \div loc(K(V_{рул}))_1, : \}$$

Използва се последният запис на стойността на височината, определена за начало на захода, тъй като в записа може да съществуват множество регистрирани стойности на избрания критерий (фигура 3.3.).



Фигура.3.3. Височината, определена за начало на захода за кацане.

3.2.1.2.3. Избор на критерии за определяне на участъците с изпълняваните елементи

Откриването на участъците с възможните изпълнявани елементи в упражнението се осъществява в няколко стъпки. Първо изпълняваните елементи се разделят на две групи. В първата група са включени елементи, изпълнявани с промяна на напречния наклон на летателния апарат – γ (завой, вираж, елеронно тоно, спирала, завои през гръб, *Barrel Roll*). При тях изменението на скоростта е в относително малки граници. Във втората група са включени елементи изпълнявани във вертикалната и наклонената равнини. При тях скоростта се променя в голям диапазон. За всяка от двете групи елементи се набелязват сходни признаци, така че да се обхванат възможно най-много изпълнявани елементи.

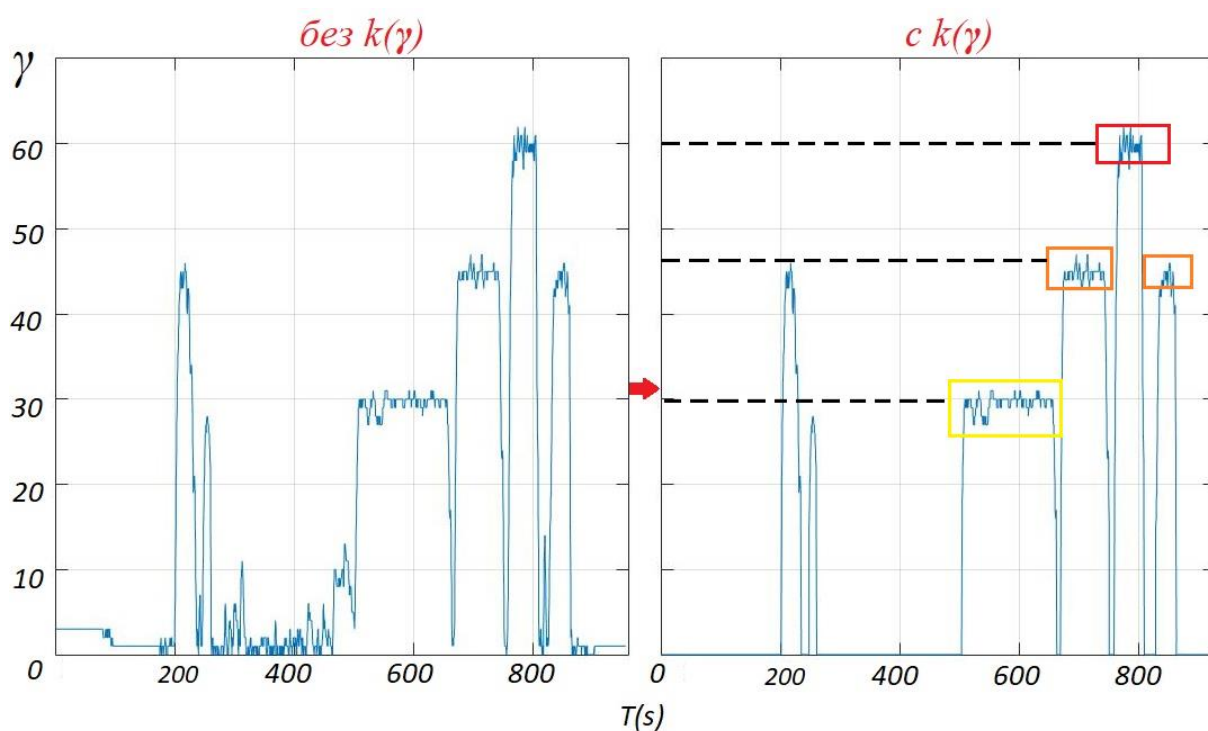
Общият признак между всички елементи в първата група е изменението на напречния наклон на летателния апарат – γ . Критерий за разделянето на записа на отделни участъци се явява избраната прагова стойности на наклона – $\delta(\gamma)$. С този критерий се обхващат всички елементи, независимо с каква скорост са изпълнени и независимо от изменението на останалите параметри, характеризиращи елемента.

Допускането на големи отклонения на γ от зададените $\gamma_{зад}$ при изпълнение на елементите не оказва влияние при определянето на участъците, тъй като изборът на прагова стойност $\delta(\gamma)$ е такъв, че тя да е независима от изменението на γ по време на изпълнението на елементите. Така записът с данни за наклона Pr_γ над $\delta(\gamma)$ остава непрекъснат по време на изпълнение на елемента.

Критерият се прилага като всички стойности на наклона Pr_γ по-малки от праговата стойност $\delta(\gamma)$ се приравняват на нула (фигура 3.4.). Определят се техният брой (n_k) и местоположенията им в записа $loc(k(\gamma))$.

$$(3.13) \quad k(\gamma) = [Pr_\gamma < |\delta(\gamma)|] = 0$$

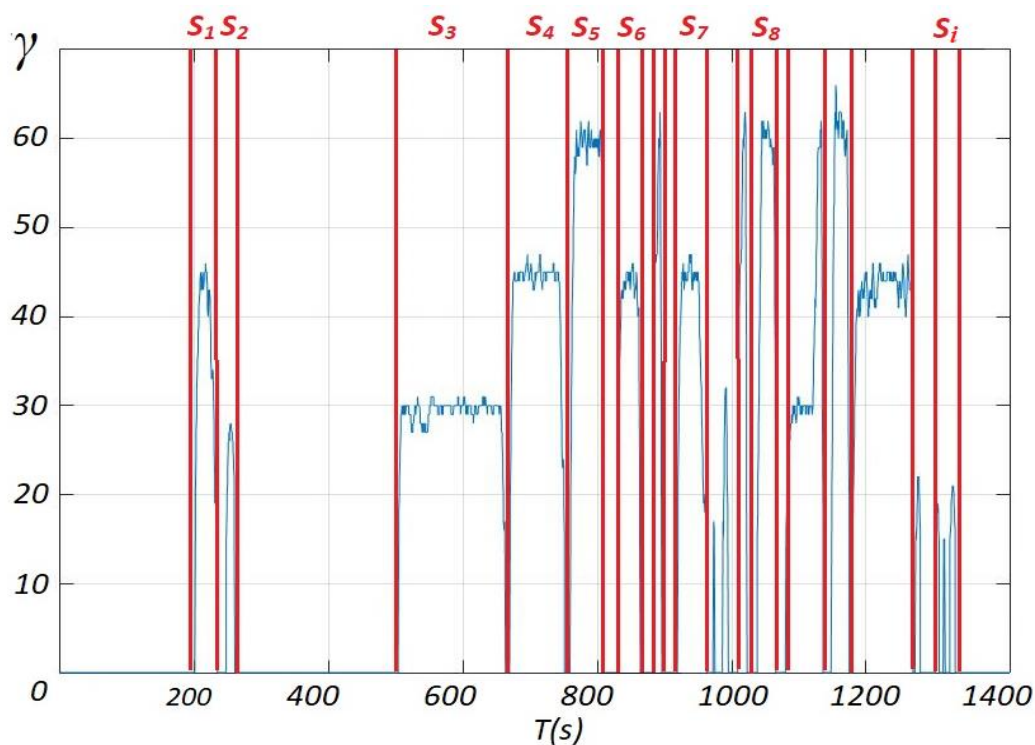
$$(3.14) \quad [K(\gamma), loc(K(\gamma))n_k] = find(k(\gamma))$$



Фигура 3.4. Прилагане на избрания критерий $k(\gamma)$ в записа на Pr_γ .

Така се получават i – на брой участъци (фигура 3.5.) изпълнени с определен наклон $Pr_\gamma > \delta(\gamma)$, в които има най-голяма вероятност да се намират търсените елементи от първа група.

$$(3.15) \quad S_{A(i)} = C\{(loc(K(\gamma))_{nk} + 1) \div loc(K(\gamma))_{nk+1}, : \}$$



Фигура 3.5. Участъци с елементи изпълнявани с определен наклон $\gamma > \delta(\gamma)$.

Втората група обхваща елементите изпълнявани във вертикалната и наклонената равнини. Характерно за елементите изпълнявани в тези равнини е голямото изменение на скоростта и височината за кратък период от време, поради интензивното изменение на траекторията на летателния апарат. Общият признак между всички елементи в тази група е изменението на скоростта от приблизително максимални за нея стойности до стойности близки до еволютивната скорост за летателния апарат.

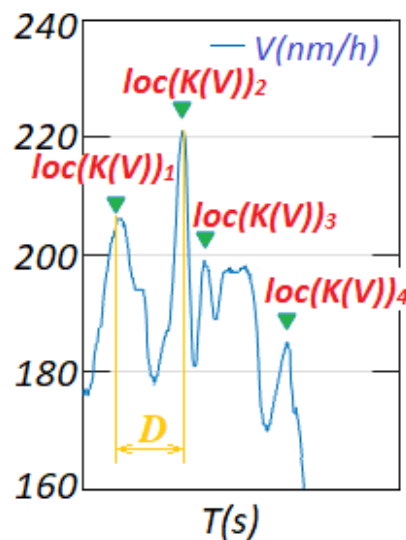
Критерият за откриване на участъците от записа, обхващащи възможно най-много елементи, ще са локалните максимални значения на скоростта (фигура 3.6.). Той се характеризира с откритата максимална стойност $K(V)$, n_k на брой местоположения $loc(K(V))$ и зададено минимално отдалечение от две съседни местоположения на $K(V)$ в записа – D .

Избира се прагова стойност на скоростта $\delta(V)$. Тя е такава, че да обхваща възможно най-много елементи от групата.

$$(3.16) \quad k(Vmax) = V > \delta(V)$$

За откриването на локалните максимуми се използва командата в MATLAB – *findpeaks*.

$$(3.17) \quad [K(V); loc(K(V))_{n_k}] = \text{findpeaks}(k(Vmax), D)$$



Фигура 3.6. Максимални стойности на скоростта в записа на Pr_V .

Броят на локалните максимални стойности на скоростта $K(V)$ ще зависи от зададената прагова стойност $\delta(V)$ и минимална зададена дистанция между тях – D .

Стойностите на $\delta(V)$ и D определят вероятността за разпознаване на елементите. Прекалено завишените или намалени стойности на $\delta(V)$ и D

може да доведат до пропускане на участък, съответно елемент. Те се избират по такъв начин, че да са оптимални и да обхванат възможно най-много елементи в групата.

Секторите ще се определят от две съседни локации на зададения критерий $k(V_{max})$.

$$(3.18) \quad S_{B(i)} = C\{loc(K(V)_{n_k} \div loc(K(V)_{n_{k+1}}) : \}$$

Броят на секторите – i , ще е зависи от броят на локалните максимални стойности на скоростта в записа – n_k .

$$(3.19) \quad i = n_k - 1$$

3.2.1.2.4. Определяне на отклонения в записаните параметри, довели до нарушаване на мерките за безопасност

Нарушаването на мерките за безопасност на полета включва:

- нарушаване на зададената минималната безопасна височина в полет;
- нарушаване на зададената минимална приборна скорост;
- допускане на отклонение в параметрите, нехарактерни за вида на полета;
- допускане на отклонение в параметрите, нарушаващи експлоатационните ограничения на летателния апарат.

Минималната безопасна височина се определя от вида на полета и от превишението на релефа в зоните за изпълнение на упражненията.

$$(3.20) \quad H_{зад.мин.без} = H_{полета} + \Delta H_{зона}$$

Откриването на допуснато нарушение на зададената минимална безопасна височина става като се определи минималното значение на височината H_{min} в участъка от записа, определен между първото и последното преминаване през $H_{зад.мин.без}$.

Откриват се всички значения на $H_{зад.мин.без}$ и техните местоположения.

$$(3.21) \quad \left[H_{зад.мин.без}, loc(H_{зад.мин.без})_n \right] = find(H_{зад.мин.без} = Pr(H))$$

Този участък от записа се определя като етапа от полета, в който се изпълнява полетното упражнение и изключва участъците с етапите на излитане и кацане.

$$(3.22) \quad S_{упр.} = C\{loc(H_{зад.мин.без})_1 \div loc(H_{зад.мин.без})_{end'} : \}$$

Определяне на H_{min} в участъка $S_{упр.}$.

$$(3.23) \quad H_{min} = \min(S_{упр.}(Pr(H)))$$

Ако минималната стойност на височината в участъка $S_{упр.}$ е по-малка от зададената безопасна височина, то има нарушаване на мерките за безопасност:

$$(3.24) \quad Y_H = f(X_H) = 1 \leftrightarrow H_{min} < H_{зад.мин.без.} \Rightarrow \text{нарушени МБ}$$

За минимална приборна скорост се приема еволютивната скорост на летателния апарат – $V_{ев.}$

В записа с полетните данни се определят първото и последното преминаване на летателния апарат през $V_{ев.}$. Това се случва при увеличаването на скоростта в етапа на излитане и при намаляването ѝ в етапа на кацане. В останалата част от полета не би трябвало да се допускат стойности на скоростта по-малки от $V_{ев.}$, освен в случаите, когато с учебна цел се изпълняват елементи като сваляне и свредел.

$$(3.25) \quad [V_{ев.}, loc(V_{ев.})_n] = find(V_{ев.} = Pr(V))$$

Определя се участъка:

$$(3.26) \quad S_{упр.} = C\{loc(V_{ев.})_1 \div loc(V_{ев.})_{end}, : \}$$

Определяне на V_{min} в участъка $S_{упр.}$

$$(3.27) \quad V_{min} = \min(S_{упр.}(Pr(V)))$$

Ако минималната стойност на скоростта в участъка $S_{упр.}$ е по-малка от зададената еволютивна скорост на летателния апарат, то има нарушаване на мерките на безопасност:

$$(3.28) \quad Y_V = f(X_V) = 1 \leftrightarrow V_{min} < V_{ев.} \Rightarrow \text{нарушени МБ}$$

Отклоненията в параметрите, нехарактерни за вида на изпълнявания полет, могат да бъдат стойности на параметрите много по-големи от максималните зададени такива при изпълнението на елементите в упражнението. Това са: допускане на голяма скорост, височина, претоварване и големи ъгли на напречен наклон и тангаж на летателния апарат. Определят се техните максимални значения в записа.

$$(3.29) \quad V_{max} = \max(C(Pr(V)))$$

$$H_{max} = \max(C(Pr(H)))$$

$$\gamma_{max} = \max(C(Pr(\gamma)))$$

$$\vartheta_{max} = \max(C(Pr(\vartheta)))$$

Ако максималните значения на посочените параметри са по-големи от зададените, това означава, че са допуснати отклонения в параметрите, нехарактерни за изпълняваното упражнение, които биха могли да доведат до нарушаване на мерките за безопасност или експлоатационните ограничения на летателния апарат (2.5).

Експлоатационните ограничения на летателния апарат са зададени в инструкцията на летеца и се въвеждат предварително в алгоритъма. Определят се максималните и минимални стойности на записаните параметри по време на полета и се сравняват със зададените стойности на ограниченията. Ако те превишават тези стойности, има нарушаване на експлоатационните ограничения.

$$(3.30) \quad X \begin{bmatrix} ny_{max}, ny_{min} \\ t(-ny) \\ V_{max} \\ H_{max} \\ t(tq_{max}) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} ny_{maxE.O}, ny_{minE.O} \\ t(-ny)_{E.O} \\ V_{maxE.O} \\ H_{maxE.O} \\ t(tq_{max})_{E.O} \end{bmatrix}$$

$$(3.31) \quad \begin{aligned} ny_{max} &= \max(C(Pr(ny))) \\ ny_{min} &= \min(C(Pr(ny))) \\ t(-ny) &= (t(-ny)_{end} - t(-ny)_1) \\ V_{max} &= \max(C(Pr(V))) \\ H_{max} &= \max(C(Pr(H))) \\ t(tq_{max}) &= (t(tq_{max})_{last} - t(tq_{max})_1) \end{aligned}$$

3.2.1.2.5. Извличане на фактическите стойности на записаните параметри, необходими за автоматичното идентифициране на елементите

За всеки определен участък от записа – S, характеризиращ даден етап от полета или група изпълнявани елементи, се определят: продължителността на участъка, фактическите стойности на записаните параметри в предварително зададени контролни точки и изменението на изследваните параметрите.

$$(3.32) \quad S(i) = \begin{cases} t(S) \\ \overline{Pr}_1 \\ \overline{Pr}_2 \\ \dots \\ \overline{Pr}_n \end{cases}$$

Продължителността на участъка се определя:

$$(3.33) \quad t(S) = Pr_{t(end)} - Pr_{t(1)}, [s]$$

За всеки записан параметър се определя:

$$(3.34) \quad \overline{Pr}_n = \begin{bmatrix} Pr_{n(1)}, Pr_{n(end)} \\ Pr_{n(max)}, Pr_{n(min)} \\ Pr_{n(loc(Pr_{n(max)})), Pr_{n(loc(Pr_{n(min)}))} \\ Pr_{n(loc(Pr_{n(зад)}))} \\ \Delta Pr_n \end{bmatrix}$$

Където:

- $Pr_{n(1)}, Pr_{n(end)}$ – първата и последната стойности на параметъра в участъка;
- $Pr_{n(max)}, Pr_{n(min)}$ – максималната и минималната стойности на параметъра;
- $Pr_{n(loc(Pr_{n(max)}))}$ – стойността на записания параметър при максималната стойност на друг записан параметър;
- $Pr_{n(loc(Pr_{n(min)}))}$ – стойността на записания параметър при минималната стойност на друг записан параметър;
- $Pr_{n(loc(Pr_{n(зад)}))}$ – стойността на записания параметър при зададена стойност на друг записан параметър;
- ΔPr_n – изменението на параметъра.

3.2.2. Алгоритъм за автоматично идентифициране на полетните елементи

Автоматичното разпознаване на отделните етапи на полета и изпълнените елементи се осъществява като в определените участъци се приложат математическите модели за автоматично откриване на елементите.

Определят се параметрите, характеризиращи отделните етапи или елементи. Условно те могат да се разделят на три вида: основни параметри ($P_{n(осн)}$), спомагателни параметри ($P_{n(сп)}$) и допълнителни параметри ($P_{n(доп)}$). Основните параметри служат за разпознаване на конкретен елемент от полета, а спомагателните параметри за разграничаване на еднотипни елементи. Допълнителните параметри се използват за повишаване на достоверността при разпознаване на елементите.

В алгоритъма предварително се въвеждат зададените стойности на параметрите за изпълнение на елементите(етапите) и техните прагови

стойности – Pn и $\delta(Pn)$. Големината на праговите стойности се избира въз основа на колебанията в каналите за регистрация на CVFDR и максимално допустимите отклонения в параметрите според нормативите за оценка преминаващи оценката „Неудовлетворителен“.

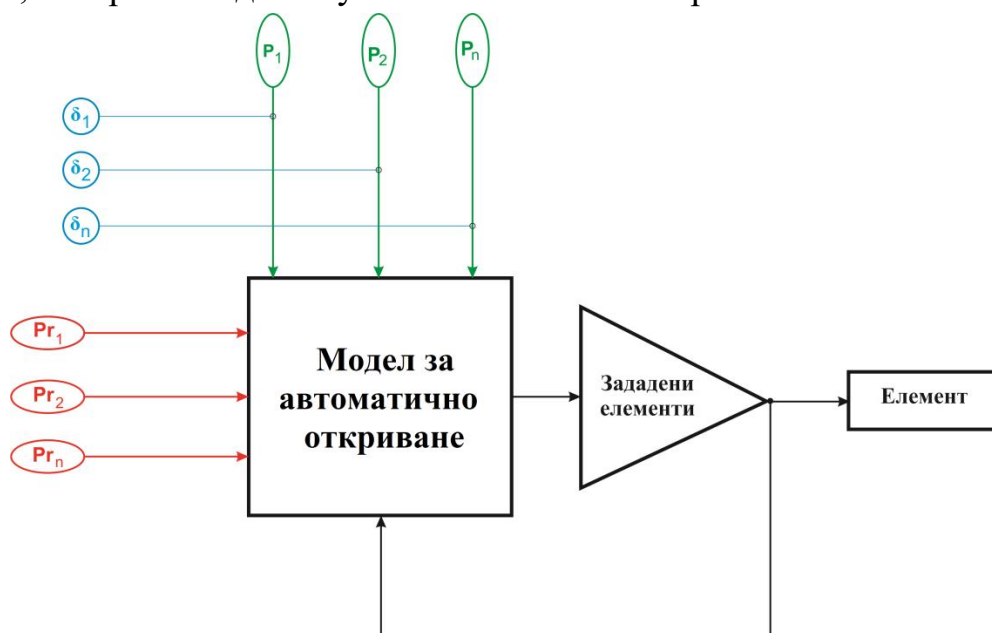
Участъците $S_{(i)}$ се анализират автоматично като се създаде цикъл, в който се сравняват фактическите стойности на записаните в тях параметри с предварително зададените такива. За всеки участък се създава система от логически променливи, включваща математическите модели описващи елементите.

$$(3.35) \quad S_{(i)} = [\Phi_{\text{ел}}] = 1 \leftrightarrow \{ \forall X_{\text{ел}}^n \in [Pn - \delta(Pn), Pn + \delta(Pn)]$$

Където:

- $\Phi_{\text{ел}}$ – математическият модел на търсеният елемент.

Разпознаването на елементите се осъществява посредством логическо умножение на съдържанието. Ако някоя от стойностите на записаните параметрите не принадлежи на зададените, тяхната логическа променлива ще има стойности „0“, а разглежданият участък няма да отговаря на търсения елемент. Ако логическата променлива принадлежи на спомагателен параметър, ще се проверят други нейни стойности, за да се изключи възможността елемента в участъка да е разновидност на търсеният. Когато всички логически променливи имат стойност „1“, се приема, че в разглеждания участък е изпълнен търсеният елемент.



Фигура 3.7. Алгоритъм за автоматично откриване на елементите.

3.2.2.1. Идентифициране на етапите излитане и кацане

Излитане

При разпознаване на етапа излитане първо се определят характеризиращите го параметри и се задават техните прагови стойности. Разглежда се участъкът от записа $S_{изл}$.

Основни параметри:

- скоростта – V и $\delta(V)$;
- височината – H и $\delta(H)$;
- курсът – ψ и $\delta(\psi)$.

За спомагателни параметри се примат:

- режим на работа на двигателя – tq и $\delta(tq)$;
- ускорението – Pa и $\delta(Pa)$;
- продължителността на участъка – $t(S_{изл})$ и $\delta(t)$.

Като допълнителни могат да се използват:

- ъгълът на тангаж в момента на отлепяне – $\vartheta_{отл}$ и $\delta(\vartheta)$;
- ъгълът на напречен наклон на самолета – γ и $\delta(\gamma)$;
- разовите команди, записани при боравенето с механизацията – Ac (ако се записват).

Анализира се участъкът – $S_{изл}$ (3.11), като се използват фактическите стойности на записаните в него параметри (3.32).

Като се използват извлечените стойности на записаните параметри се определят:

- скоростта в началния момент:

$$(3.36) \quad Pr_{V(1)} = S_{изл}(Pr_V(1))$$

- височината в началния момент:

$$(3.37) \quad Pr_{H(1)} = S_{изл}(Pr_H(1))$$

- наклона на траекторията в момента на отлепяне:

$$(3.38) \quad [Pr_{\vartheta(отл)}, loc(Pr_{\vartheta(отл)})] = find(Pr_{\vartheta} > [\vartheta_{отл} - \delta(\vartheta)], 1)$$

- направлението в началния момент:

$$(3.39) \quad Pr_{\psi(1)} = S_{изл}(Pr_{\psi}(1))$$

- режим на работа на двигателя в момента на отлепяне:

$$(3.40) \quad Pr_{tq(отл)} = S_{изл}(Pr_{tq}(loc(Pr_{\vartheta(отл)})))$$

- изменението на наклона на летателния апарат:

$$(3.41) \quad Pr_{\gamma(max)} = \left| max \left(S_{изл}(Pr_{\gamma}) \right) \right|$$

Пресмятат се:

- ускорението:

$$(3.42) \quad Pa = \frac{\Delta V}{t} = \frac{\Delta Pr_V}{t(S)} = \frac{Pr_{V(end)} - Pr_{V(1)}}{Pr_{t(end)} - Pr_{t(1)}}$$

- изменението на височината:

$$(3.43) \quad \Delta Pr_H = Pr_{H(end)} - Pr_{H(1)}$$

Създава се система с логически променливи, за да се потвърди етапа на излитане:

$$(3.44) \quad S_{изл} = \begin{bmatrix} X_1^t \\ X_2^a \\ X_2^H \\ X_3^{V(1)} \\ X_3^{H(1)} \\ X_1^{\vartheta(отл)} \\ X_1^{\psi(1)} \\ X_2^{tq(отл)} \\ X_3^{\gamma} \end{bmatrix} \leftrightarrow \begin{cases} t(S) \in [t_{изл} - \delta(t), [t_{изл} + \delta(t)] \\ Pa > 0 \\ \Delta Pr_H > 0 \\ Pr_{V(1)} \leq \delta(V) \\ Pr_{H(1)} \leq \delta(H) \\ Pr_{\vartheta(отл)} \in [\vartheta(отл) - \delta(\vartheta), \vartheta(отл) + \delta(\vartheta)] \\ Pr_{\psi(1)} \in [\psi_{пик} - \delta(\psi), \psi_{пик} + \delta(\psi)] \\ Pr_{tq(отл)} \geq [tq_{max} - \delta(tq)] \\ Pr_{\gamma(max)} \leq [\gamma + \delta(\gamma)] \end{cases}$$

Където:

- $\vartheta_{(отл)}$ – зададеният ъгъл на тангаж при излитане;
- $\psi_{пик}$ – курсът на излитане.

Ако участъкът се потвърди ($S_{изл} = 1$) се определят стойностите на скоростта на отлепяне и направлението, които ще се използват при автоматичната оценка на етапа:

$$(3.45) \quad V_{отл.} = S_{изл} \left(Pr_V(loc(Pr_{\vartheta(отл)})) \right)$$

$$(3.46) \quad Pr_{\psi(отл)} = S_{изл} \left(Pr_{\psi}(loc(Pr_{\theta(отл)})) \right)$$

Кацане

Основни параметри:

- скоростта – V и $\delta(V)$;
- височината – H и $\delta(H)$;
- курсът – ψ и $\delta(\psi)$.

Спомагателни параметри:

- режим на работа на двигателя – tq и $\delta(tq)$;

- ускорението – Pa и $\delta(Pa)$;
- продължителността на участъка – $t(S_{кац})$ и $\delta(t)$.

Като допълнителни могат да се използват:

- разовите команди, при боравенето с механизацията – Ac .

Анализира се участъкът $S_{кац}$ (3.12) като се използват фактическите стойности на записаните в него параметри.

Определят се:

- претоварването в момента на кацане:

$$(3.47) \quad [ny_{кац}, loc(ny_{кац})] = max(S_{кац}(Pr(ny)))$$

- скоростта при кацане:

$$(3.48) \quad Pr_{V(кац)} = S_{кац}(Pr_V(loc(ny_{кац})))$$

- направлението в момента на опиране:

$$(3.49) \quad Pr_{\psi(кац)} = S_{кац}(Pr_{\psi}(loc(ny_{кац})))$$

- височината в началния момент и при опиране:

$$(3.50) \quad Pr_{H(1)} = S_{кац}(Pr_H(1))$$

$$(3.51) \quad Pr_{H(кац)} = S_{кац}(Pr_H(loc(ny_{кац})))$$

Пресмятат се:

- ускорението (3.42);
- изменението на височината (3.43).

Създава се система с логически променливи, за да се потвърди етапа на кацане:

$$(3.52) \quad S_{кац} = \begin{bmatrix} X_1^t \\ X_3^a \\ X_3^H \\ X_3^{V(кац)} \\ X_3^{H(кац)} \\ X_1^{\psi(кац)} \\ X_3^{tq(кац)} \end{bmatrix} \leftrightarrow \begin{cases} t(S) \in [t_{кац} - \delta(t), [t_{кац} + \delta(t)] \\ Pa < 0 \\ \Delta Pr_H < 0 \\ Pr_{V(кац)} \in [V_{кац} - \delta(V), V_{кац} + \delta(V)] \\ H_{(кац)} \leq 0 + \delta(H) \\ Pr_{\psi(кац)} \in [\psi_{пик} - \delta(\psi), \psi_{пик} + \delta(\psi)] \\ tq_{(кац)} < tq_{(М.Г.)} + \delta(tq) \end{cases}$$

Ако участъкът се потвърди се вземат стойностите на скоростта при кацане ($Pr_{V(кац)}$), претоварването ($Pr_{ny(кац)}$) и направлението ($Pr_{\psi(кац)}$), които ще се използват при автоматичната оценка на етапа.

3.2.2.2. Идентифициране на изпълнените в полетните упражнения елементи

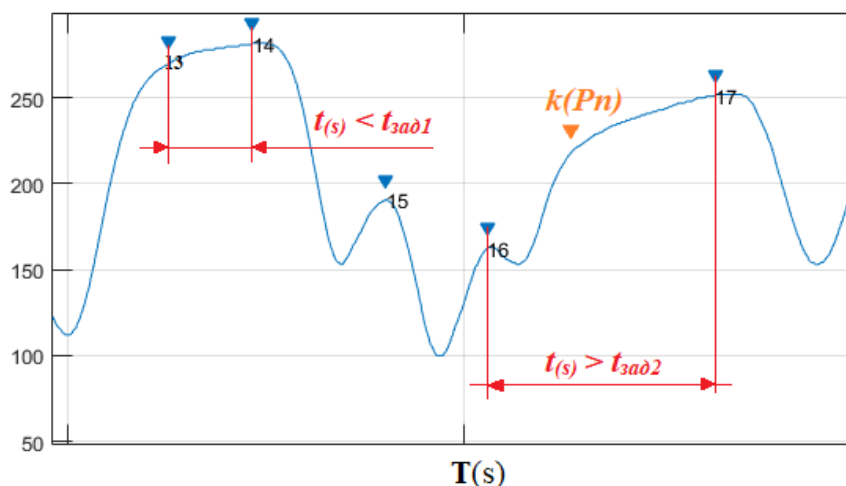
За автоматичното откриване и разпознаване на изпълнените елементи се разглеждат участъците определени в двете групи. В зависимост от вида на полета (прост, сложен пилотаж), типа на полета (превозен, контролен, тренировъчен) и височината се изпълняват различни елементи. Това определя какви ще са зададените параметри и съответно техните прагови стойности, необходими за разпознаването на елементите.

Разглеждат се определените участъци в първа и втора група, като се създава цикъл на повтораемост. Броят на циклите зависи от броя на участъците – i . От всеки участък се вземат стойностите на записаните параметри – $\overline{Pr}_n$ и се прилагат моделите за автоматично разпознаване на елементите, като те се комбинират за по-голяма достоверност. Сравняват се стойностите на записаните параметри с тези на зададените. Създават се логически променливи, отговарящи на „0“ и „1“.

Важна характеристика на участъка е неговата продължителност. Колкото е по-голям броят на участъците, толкова времето за работа на приложението се увеличава. За да се оптимизира това се задава условие, при което участъкът да се анализира, само ако неговата продължителност е по-голяма от предварително зададена стойност на времето – $t_{зад1}$. Обикновено $t_{зад1} = 2 - 3$ сек., защото изпълняваните елементи имат по-голяма продължителност. Ако продължителността на участъка е по-малка от $t_{зад1}$ той не се анализира.

Тъй като продължителността на участъка може да е много по-голяма от времето за изпълнение на търсените елементи, което би довело до пропускане на елемент, това налага разделянето на участъка на подучастъци (фигура 3.8.). Ако продължителността на участъка е по-голяма от $t_{зад2}$, той се разделя на подучастъци. Това става с предварително избран критерий, който се явява избрана стойност на някой от изследваните параметри – $P_n, P_n(max), P_n(min)$.

Всеки от участъците се проверява с помощта на математическите модели на фигурите. Ако участъка не отговаря на съответния математически модел на елемента, той се проверява с този на следващия елемент. Ако никой от заложените математически модели не съответства на участъка, то в този участък няма елемент от зададените и се обозначава като „друг“. Съответно не подлежи на оценка.



Фигура 3.8. Участъци с прекалено малка(голяма) продължителност.

3.2.2.2.1. Първа група елементи:

Вираз

Задават се стойностите на параметрите, характеризиращи елемента, и техните прагови стойности:

- основни параметри:
 - скорост – V_B и $\delta(V)$;
 - напречен наклон – γ_B и $\delta(\gamma)$;
 - претоварване – ny_B и $\delta(ny)$.
- спомагателни параметри:
 - време за изпълнение – t_B и $\delta(t)$;
 - височина – ΔH_B и $\delta(H)$;
 - изменението на направлението – $\Delta\psi_B$ и $\delta(\psi)$.
- допълнителни параметри:
 - режим на работа на двигателя – tq_B и $\delta(tq)$.

Анализират се участъците $S_{A(i)}$ като се използват фактическите стойности на записаните в тях параметри в избраните контролни точки – $\overline{Pr}_n$, и математическия модел за автоматично откриване и разпознаване на фигурата.

От извлечените стойности на записаните параметри се определя:

- продължителността на участъка – $t(S_A)$;
- скоростта в началото и в края на участъка – $Pr_{V(1)}$ и $Pr_{V(end)}$;
- максималната и минималната стойности на скоростта – $Pr_{V(max)}$ и $Pr_{V(min)}$;
- максималното претоварване – $Pr_{ny(max)}$;
- максималната абсолютна стойност на наклона на летателния апарат – $|Pr_\gamma|_{(max)}$;

- стойността на наклона на летателния апарат при максимално достигнатото претоварване – $Pr_{\gamma(Pr_{ny(max)})}$;
- височината в началото и в края на участъка – $Pr_{H(1)}$ и $Pr_{H(end)}$;
- максималната и минималната стойности на височината – $Pr_{H(max)}$ и $Pr_{H(min)}$;
- направлението в началото и в края на участъка – $Pr_{\psi(1)}$ и $Pr_{\psi(end)}$;
- максимален режим на работа на двигателя – $Pr_{tq(max)}$.

Пресмята се:

- максималното изменение на скоростта:

$$(3.53) \quad \Delta Pr_{V(max)} = \max \left(\begin{array}{l} |Pr_{V(1)} - Pr_{V(max)}| \\ |Pr_{V(1)} - Pr_{V(min)}| \end{array} \right)$$

- максималното изменение на височината:

$$(3.54) \quad \Delta Pr_{H(max)} = \max \left(\begin{array}{l} |Pr_{H(1)} - Pr_{H(max)}| \\ |Pr_{H(1)} - Pr_{H(min)}| \end{array} \right)$$

Взема се по-голямата от двете стойности.

- изменението на направлението:

$$(3.55) \quad \Delta Pr_{\psi} = Pr_{\psi(end)} - Pr_{\psi(1)}$$

За вираж и завой с наклон до 60° във всеки участък се създава система от логически променливи и се прилага математическия модел (2.27):

$$(3.56) \quad S_{A(i)} = [\Phi_B] \in \left\{ \begin{array}{l} t(S_A) \geq t_B - \delta(t) \\ \Delta Pr_{H(max)} \in [-\delta(H), +\delta(H)] \\ \Delta Pr_{\psi} \in [360^\circ - \delta(\psi), 360^\circ] \cup [0, \delta(\psi)] \\ \Delta Pr_{V(max)} \in [-\delta(V), +\delta(V)] \\ Pr_{\gamma(mean)} \in [\gamma_{зад} - \delta(\gamma), \gamma_{зад} + \delta(\gamma)] \\ Pr_{ny(max)} \in [ny_{зад} - \delta(ny), ny_{зад} + \delta(ny)] \\ Pr_{V(1)} \in [V_{BB} - \delta(V), V_{BB} + \delta(V)] \\ Pr_{V(end)} \in [V_{ИЗВ} - \delta(V), V_{ИЗВ} + \delta(V)] \end{array} \right.$$

За вираж **пределен по тяга** се ползва математическия модел на вираж (2.27), като стойностите на $t(S_A)$, $Pr_{\gamma(max)}$, $Pr_{tq(max)}$ трябва да отговарят на тези зададени за изпълнението на фигурата:

$$(3.57) \quad S_{A(i)} = [\Phi_{\text{БПТ}}] \epsilon \begin{cases} t(S_A) \geq t_{\text{БПТ}} - \delta(t) \\ \Delta Pr_{H(max)} \in [-\delta(H), +\delta(H)] \\ \Delta Pr_{\psi} \in [360^\circ - \delta(\psi), 360^\circ] \cup [0, \delta(\psi)] \\ \Delta Pr_{V(max)} \in [-\delta(V), +\delta(V)] \\ Pr_{\gamma(max)} \in [\gamma_{\text{зад}} - \delta(\gamma), \gamma_{\text{зад}} + \delta(\gamma)] \\ Pr_{ny(max)} \in [ny_{\text{зад}} - \delta(ny), ny_{\text{зад}} + \delta(ny)] \\ Pr_{V(1)} \in [V_{\text{БВ}} - \delta(V), V_{\text{БВ}} + \delta(V)] \\ Pr_{V(end)} \in [V_{\text{ИЗВ}} - \delta(V), V_{\text{ИЗВ}} + \delta(V)] \\ Pr_{tq(max)} \geq [tq_{\text{max}} - \delta(tq)] \end{cases}$$

За **MRT** (2.28):

$$(3.58) \quad S_{A(i)} = [\Phi_{\text{MRT}}] \epsilon \begin{cases} t(S_A) \geq t_{\text{MRT}} - \delta(t) \\ \Delta Pr_{H(max)} \in [-\delta(H), +\delta(H)] \\ \Delta Pr_V < 0 \\ Pr_{\gamma(max)} \in [\gamma_{\text{зад}} - \delta(\gamma), \gamma_{\text{зад}} + \delta(\gamma)] \\ Pr_{ny(max)} \geq [ny_{\text{зад}} - \delta(ny)] \\ Pr_{V(1)} \in [V_{\text{БВ}} - \delta(V), V_{\text{БВ}} + \delta(V)] \\ Pr_{tq(max)} \geq [tq_{\text{max}} - \delta(tq)] \end{cases}$$

За **MPRT** (2.29):

$$(3.59) \quad S_{A(i)} = [\Phi_{\text{MPRT}}] \epsilon \begin{cases} t(S_A) \geq t_{\text{MPRT}} - \delta(t) \\ \Delta Pr_{H(max)} > \delta(H) \\ Pr_{\gamma(max)} \in [\gamma_{\text{зад}} - \delta(\gamma), \gamma_{\text{зад}} + \delta(\gamma)] \\ Pr_{ny(max)} \geq [ny_{\text{зад}} - \delta(ny)] \\ Pr_{V(1)} \in [V_{\text{БВ}} - \delta(V), V_{\text{БВ}} + \delta(V)] \\ Pr_{tq(max)} \geq [tq_{\text{max}} - \delta(tq)] \end{cases}$$

При виражи/завои с γ до 60° , X_1^γ се определя от средната стойност на γ , а при виражи/завой с $\gamma > 60^\circ$ – от максималната стойности на γ .

Ако продължителността на участъка е по-малка от времето за изпълнение на виража t_B се приема, че участъкът е завой. За да се определи ъгълът на завоя, се използва изменението на направлението – ΔPr_{ψ} .

За да се определи посоката на завоя се взема стойността на наклона на летателния апарат при максималното претоварване – $Pr_{\gamma(Pr_{ny(max)})}$.

Ако:

- $Pr_{\gamma(Pr_{ny(max)})} > 0$ – десен;
- $Pr_{\gamma(Pr_{ny(max)})} < 0$ – ляв.

За оценката на виража се използват стойностите на параметрите:

- максималното изменение на скоростта – $\Delta Pr_{V(max)}$;
- максималното изменение на височината – $\Delta Pr_{H(max)}$;
- максималното претоварване – $Pr_{ny(max)}$;
- максимална абсолютна стойност на наклона на летателния апарат – $|Pr_{\gamma}|_{(max)}$;
- изменението на направлението – ΔPr_{ψ} .

Завой през гръб

Параметри характеризиращи фигурата:

- основни параметри:
 - скорост – $V_{3\Gamma}$ и $\delta(V)$;
 - напречен наклон – $\gamma_{3\Gamma}$ и $\delta(\gamma)$;
 - претоварване – $ny_{3\Gamma}$ и $\delta(ny)$;
 - изменение на направлението – $\Delta\psi_{3\Gamma}$ и $\delta(\psi)$;
 - височина – $\Delta H_{3\Gamma}$ и $\delta(H)$.
- допълнителни параметри:
 - режим на работа на двигателя – $tq_{3\Gamma}$ и $\delta(tq)$.

От извлечените стойности на записаните параметри $\overline{Pr}_n$ се определя:

- скоростта в началото и в края на участъка – $Pr_{V(1)}$ и $Pr_{V(end)}$;
- максималната и минималната стойности на скоростта – $Pr_{V(max)}$ и $Pr_{V(min)}$;
- максималната и минималната стойности на напречния наклон на самолета – $Pr_{\gamma(max)}$ и $Pr_{\gamma(min)}$;
- минималното претоварване – $Pr_{ny(max)}$;
- стойността на курса при минималната стойност на претоварването – $Pr_{\psi(Pr_{ny(min)})}$;
- направлението в началото и в края на участъка – $Pr_{\psi(1)}$ и $Pr_{\psi(end)}$;
- височината в началото и в края на участъка – $Pr_{H(1)}$ и $Pr_{H(end)}$;
- максимален режим на работа на двигателя в участъка – $Pr_{tq(max)}$.

Определят се измененията на скоростта (3.53), височината (3.54) и курса в участъка (3.55). Създава се система от логически променливи и се прилага математическият модел за фигурата (2.30).

(3.60)

$$S_{A(i)} =$$

$$= [\Phi_{3\Gamma}] \in \begin{cases} t(S_A) \geq t_{3\Gamma} - \delta(t) \\ \Delta Pr_{H(max)} \in [-\delta(H), +\delta(H)] \\ \Delta Pr_{\psi} \in [360^\circ - \delta(\psi), 360^\circ] \cup [0, \delta(\psi)] \\ \Delta Pr_{V(max)} \in [-\delta(V), +\delta(V)] \\ Pr_{\gamma(max)} > 180^\circ - \delta(\gamma) \\ Pr_{\gamma(min)} < -180^\circ + \delta(\gamma) \\ Pr_{ny(min)} \in [ny_{зад} - \delta(ny), ny_{зад} + \delta(ny)] \\ \Delta Pr_{\psi(Pr_{ny(min)})} \in [90^\circ - \delta(\psi), 90^\circ + \delta(\psi)] \cup [270^\circ - \delta(\psi), 270^\circ + \delta(\psi)] \\ Pr_{tq(max)} \in [tq_{зад} - \delta(tq), tq_{зад} + \delta(tq)] \end{cases}$$

Където:

$$(3.61) \quad \Delta Pr_{\psi(Pr_{ny(min)})} = \left| Pr_{\psi(Pr_{ny(min)})} - Pr_{\psi(1)} \right|$$

За да се определи посоката на завоя се взема стойността на наклона на летателния апарат в първата половина на фигурата.

При оценка на фигурата се използват същите стойностите на параметрите както при оценката на вираж(завой).

Спирала

Параметри характеризиращи фигурата:

- основни параметри:
 - време за изпълнение – t_C и $\delta(t)$;
 - скорост – V_C и $\delta(V)$;
 - напречен наклон – γ_C и $\delta(\gamma)$.
- спомагателни параметри:
 - височина – ΔH_C и $\delta(H)$;
 - средна стойност на наклона летателния апарат – $\bar{\gamma}$.
- допълнителни параметри:
 - изменение на направлението – $\Delta \psi_C$ и $\delta(\psi)$;
 - претоварване – ny_C и $\delta(ny)$;
 - режим на работа на двигателя – tq_C и $\delta(tq)$.

От извлечените стойности на записаните параметри $\overline{Pr}_n$ се определя:

- продължителността на участъка – $t(S_A)$;
- максималната скорост – $Pr_{V(max)}$;
- максималната абсолютна стойност на наклона на летателния апарат – $|Pr_{\gamma}|_{(max)}$;

- височината в началото и в края на участъка – $Pr_{H(1)}$ и $Pr_{H(end)}$;
- максималната и минималната стойности на височината – $Pr_{H(max)}$ и $Pr_{H(min)}$;
- направлението в началото и в края на участъка – $Pr_{\psi(1)}$ и $Pr_{\psi(end)}$;
- максималното претоварване – $Pr_{ny(max)}$;
- максимален режим на работа на двигателя – $Pr_{tq(max)}$.

Определя се средното изменение на напречния наклон:

- средното изменение на наклона в участъка

$$(3.62) \quad Pr_{\gamma(mean)} = mean(Pr_{\gamma})$$

Определят се измененията на скоростта (3.53), височината (3.54) и курса в участъка (3.55). Създава се система от логически променливи и се прилага математическият модел за фигурата (2.45).

(3.63)

$$S_{A(i)} = [\Phi_C] \epsilon \begin{cases} t(S_A) \geq t_C - \delta(t) \\ \Delta Pr_{H(max)} > [\Delta H_C - \delta(H)] \\ \Delta Pr_{\psi} \in [360^\circ - \delta(\psi), 360^\circ] \cup [0^\circ, \delta(\psi)] \\ \Delta Pr_{V(max)} \in [V_C - \delta(H), V_C + \delta(H)] \\ Pr_{\gamma(mean)} \in [\gamma_{зад} - \delta(\gamma), \gamma_{зад} + \delta(\gamma)] \\ Pr_{ny(max)} < [ny_{зад} + \delta(ny)] \\ Pr_{tq(max)} > [tq_{зад} - \delta(tq)] || Pr_{tq(max)} < [tq_{зад} - \delta(tq)] \end{cases}$$

В зависимост от знака на измененото на височината се определя дали тя е възходяща или низходяща.

С помощта на $Pr_{\gamma(mean)}$ се определя с какъв напречен наклон е изпълнена спиралата (X_1^{γ}).

За да се определи ъгълът на завоя, се използва изменението на направлението – ΔPr_{ψ} .

За оценката на фигурата се използват стойностите на параметрите:

- максималното изменение на скоростта – $\Delta Pr_{V(max)}$;
- максимална абсолютна стойност на наклона на летателния апарат – $|Pr_{\gamma}|_{(max)}$;
- изменението на направлението – ΔPr_{ψ} ;
- изменението на височината – ΔPr_H (ако е зададена).

Елеронно тоно

Основни параметри:

- време за изпълнение – t_T и $\delta(t)$;
- напречен наклон – γ_T и $\delta(\gamma)$;
- скорост – V_T и $\delta(V)$;
- претоварване – ny_T и $\delta(ny)$;
- направление – $\Delta\psi_T$ и $\delta(\psi)$.

Спомагателни параметри:

- височина – ΔH_T и $\delta(H)$;

Допълнителни параметри:

- режим на работа на двигателя – tq_T и $\delta(tq)$.

От извлечените стойности на записаните параметри $\overline{Pr}_n$ се определя:

- продължителността на участъка – $t(S_A)$;
- максималната и минималната стойности на напречния наклон на летателния апарат – $Pr_{\gamma(max)}$, $Pr_{\gamma(min)}$;
- скоростта в началото и в края на участъка – $Pr_{V(1)}$ и $Pr_{V(end)}$;
- максималната и минималната стойности на скоростта – $Pr_{V(max)}$ и $Pr_{V(min)}$;
- максималната стойност на претоварването – $Pr_{ny(max)}$;
- минимална стойност на претоварването – $Pr_{ny(min)}$;
- височината в началото и в края на участъка – $Pr_{H(1)}$ и $Pr_{H(end)}$;
- максималната и минималната стойности на височината – $Pr_{H(max)}$ и $Pr_{H(min)}$;
- направлението в началото и в края на участъка – $Pr_{\psi(1)}$ и $Pr_{\psi(end)}$;
- максимален режим на работа на двигателя – $Pr_{tq(max)}$.

Създава се система от логически променливи, включваща математическия модел описващ елемента (2.31):

$$(3.64) \quad S_{A(i)} = [\Phi_T] \in \begin{cases} t(S_A) \in [t_T - \delta(t), t_T + \delta(t)] \\ Pr_{\gamma(max)} > 180^\circ - \delta(\gamma) \\ Pr_{\gamma(min)} < -180^\circ + \delta(\gamma) \\ \Delta Pr_H < \delta(H) \vee \Delta Pr_H > \delta(H) \vee \Delta Pr_H < -\delta(H) \\ \Delta Pr_V \in [V_T - \delta(V), V_T + \delta(V)] \\ Pr_{ny(max)} > 1 \\ Pr_{ny(min)} < 1 \\ \Delta Pr_\psi \in [360^\circ - \delta(\psi), 360^\circ] \cup [0^\circ, \delta(\psi)] \\ Pr_{tq(max)} \in [tq_{зад} - \delta(tq), tq_{зад} + \delta(tq)] \end{cases}$$

В зависимост от изменението на височината ΔPr_H и неговия знак се определя дали елеронното тоно е възходящо или низходящо.

За оценката на фигурата се използват стойностите на параметрите:

- скоростта в началото и в края на участъка – $Pr_{V(1)}$ и $Pr_{V(end)}$;
- максималната и минималната стойности на скоростта – $Pr_{V(max)}$ и $Pr_{V(min)}$;
- направлението в началото и в края на участъка – $Pr_{\psi(1)}$ и $Pr_{\psi(end)}$;
- напречен наклон в края на участъка – $Pr_{\gamma(end)}$.

Хоризонтална спирала(Barrel Roll)

Основни параметри:

- скорост – V_{XC} и $\delta(V)$;
- напречен наклон – γ_{XC} и $\delta(\gamma)$;
- височина – ΔH и $\delta(H)$;
- тангаж – ϑ_{XC} и $\delta(\vartheta)$;
- изменение на направлението – $\Delta\psi$ и $\delta(\psi)$.

Допълнителни параметри:

- режим на работа на двигателя – tq_{XC} и $\delta(tq)$;
- претоварване – ny_{XC} и $\delta(ny)$.

От извлечените стойности на записаните параметри $\overline{Pr}_n$ се определя:

- скоростта в началото и в края на участъка – $Pr_{V(1)}$ и $Pr_{V(end)}$;
- максималната и минималната стойности на скоростта – $Pr_{V(max)}$ и $Pr_{V(min)}$;
- максималната и минималната стойности на тангажа на самолета – $Pr_{\vartheta(max)}$ и $Pr_{\vartheta(min)}$;
- максималната и минималната стойности на напречния наклон на самолета – $Pr_{\gamma(max)}$ и $Pr_{\gamma(min)}$;
- максималното претоварване – $Pr_{ny(max)}$;
- стойността на курса при минималната стойност на претоварването – $Pr_{\psi(Pr_{ny(min)})}$;
- направлението в началото и в края на участъка – $Pr_{\psi(1)}$ и $Pr_{\psi(end)}$;
- височината в началото и в края на участъка – $Pr_{H(1)}$ и $Pr_{H(end)}$;
- максимален режим на работа на двигателя в участъка – $Pr_{tq(max)}$.

Определят се измененията на скоростта (3.53), височината (3.54) и курса в участъка (3.55). Създава се система от логически променливи и се прилага математическият модел за фигурата (2.68).

$$(3.65) \quad S_{A(i)} = [\Phi_{XC}] \in \begin{cases} \Delta Pr_H > \Delta H_{XC} - \delta(H) \\ Pr_{\vartheta_{max}} \in [45^\circ - \delta(\vartheta), 45^\circ + \delta(\vartheta)] \\ Pr_{\gamma(max)} > 180^\circ - \delta(\gamma) \\ Pr_{\gamma(min)} < -180^\circ + \delta(\gamma) \\ \Delta Pr_H < -\Delta H_{XC} + \delta(H) \\ Pr_{\vartheta_{min}} \in [-45^\circ - \delta(\vartheta), -45^\circ + \delta(\vartheta)] \\ Pr_{V(1)} \in [V_{BB} - \delta(V), V_{BB} + \delta(V)] \\ Pr_{ny(max)} \in [ny_{зад} - \delta(ny), ny_{зад} + \delta(ny)] \\ Pr_{V(min)} > V_{EB} \\ Pr_{V(end)} \in [V_{ИЗВ} - \delta(V), V_{ИЗВ} + \delta(V)] \\ Pr_{tq(max)} \in [tq_{зад} - \delta(tq), tq_{зад} + \delta(tq)] \\ \Delta Pr_{\psi(90)} \in [90^\circ - \delta(\psi), 90^\circ + \delta(\psi)] \\ \Delta Pr_{\psi_{BB-ИЗВ}} \in [360^\circ - \delta(\psi), 360^\circ] \cup [0^\circ, \delta(\psi)] \end{cases}$$

Където:

$$(3.66) \quad \Delta Pr_{\psi(90)} = |Pr_{\psi(max)} - Pr_{\psi(min)}|$$

За да се определи посоката на завоя се взема стойността на наклона на летателния апарат в първата половина на фигурата.

За оценката на елемента се използват стойностите на параметрите:

- стойностите на скоростта в началото и в края на фигурата – $Pr_{V(1)}$ и $Pr_{V(end)}$;
- максималното претоварване – $Pr_{ny(max)}$;
- височината в началото и в края на участъка – $Pr_{H(1)}$ и $Pr_{H(end)}$;
- направлението в началото и в края на участъка – $Pr_{\psi(1)}$ и $Pr_{\psi(end)}$.

3.2.2.2.2. Втора група елементи

За елементите изпълнявани в простия пилотаж във всеки разглеждан участък $S_{B(i)}$ се намира минималната стойност на скоростта – $Pr_{V(min)}$:

$$(3.67) \quad [Pr_{V(min)}, loc(Pr_{V(min)})] = \min(S_{B(i)}(Pr_V))$$

Разглежданият участък се разделя на два подучастъка:

$$(3.68) \quad S_{B(i)_1} = C\{1 \div loc(Pr_{V(min)}), : \}$$

$$(3.69) \quad S_{B(i)_2} = C\{loc(Pr_{V(min)}) \div end, : \}$$

В първият подучастък $S_{B(i)_1}$ се търсят елементите горка и боен завой:

Горка

Основни параметри:

- време за изпълнение – t_G и $\delta(t)$;
- височина – ΔH_G и $\delta(H)$;
- претоварване – ny_G и $\delta(ny)$;
- скорост – V_G и $\delta(V)$;
- изменение на направлението – $\Delta\psi_G$ и $\delta(\psi)$.

Спомагателни параметри:

- тангаж – ϑ_G и $\delta(\vartheta)$.

Допълнителни параметри:

- режим на работа на двигателя – tq_G и $\delta(tq)$;
- наклон на летателния апарат – γ_G и $\delta(\gamma)$.

От извлечените стойности на записаните параметри $\overline{Pr}_n$ се вземат:

- времето в началото и в края на подучастъка – $Pr_{t(1)}$ и $Pr_{t(end)}$;
- височината в началото и в края на подучастъка – $Pr_{H(1)}$ и $Pr_{H(end)}$;
- максимално претоварване – $Pr_{ny(max)}$;
- скоростта в началото и в края на подучастъка – $Pr_{V(1)}$ и $Pr_{V(end)}$;
- максималната стойност на тангажа на самолета – $Pr_{\vartheta(max)}$;
- напречния наклон на самолета в началото на подучастъка – $Pr_{\gamma(1)}$;
- направлението в началото и в края на подучастъка – $Pr\psi_{(1)}$ и $Pr\psi_{(end)}$;
- максимален режим на работа на двигателя в участъка – $Pr_{tq(max)}$.

Определят се:

- продължителността на подучастъка – $t_{S_{B(i)_1}}$;

$$(3.70) \quad t_{S_{B(i)_1}} = Pr_{t(end)} - Pr_{t(1)}$$

- изменението на височината – ΔPr_H ;

$$(3.71) \quad \Delta Pr_H = Pr_{H(end)} - Pr_{H(1)}$$

- изменението на курса – $\Delta\psi$.

$$(3.72) \quad \Delta Pr_\psi = Pr_{\psi(end)} - Pr_{\psi(1)}$$

За всеки подучастък $S_{B(i)_1}$ се прилага математическият модел за фигурата (2.39) и се създава матрица от логически променливи:

$$(3.73) \quad S_{B(i)_1} = [\Phi_\Gamma] \epsilon \begin{cases} t_{S_{B(i)_1}} \in [t_\Gamma - \delta(t), t_\Gamma + \delta(t)] \\ \Delta Pr_H > [\Delta H_\Gamma - \delta(H)] \\ Pr_{\vartheta_{max}} \in [\vartheta_{зад} - \delta(\vartheta), \vartheta_{зад} + \delta(\vartheta)] \\ Pr_{ny(max)} \in [ny_{зад} - \delta(ny), ny_{зад} + \delta(ny)] \\ Pr_{V(1)} > [V_{зад} - \delta(V)] \\ Pr_{\gamma(1)} < \delta(\gamma) \\ Pr_{tq(max)} > [tq_{max} - \delta(tq)] \\ \Delta Pr_\psi \in [90^\circ - \delta(\psi), 90^\circ + \delta(\psi)] \end{cases}$$

За оценката на фигурата се използват стойностите на параметрите:

- стойностите на скоростта в началото и в края на фигурата – $Pr_{V(1)}$ и $Pr_{V(end)}$;
- максималният тангаж – $Pr_{\vartheta(max)}$;
- максималното претоварване – $Pr_{ny(max)}$;
- направлението в началото и в края на участъка – $Pr\psi_{(1)}$ и $Pr\psi_{(end)}$.

Боев завой

Основни параметри:

- време за изпълнение – $t_{БЗ}$ и $\delta(t)$;
- височина – $\Delta H_{БЗ}$ и $\delta(H)$;
- претоварване – $ny_{БЗ}$ и $\delta(ny)$;
- скорост – $V_{БЗ}$ и $\delta(V)$;
- тангаж – $\vartheta_{БЗ}$ и $\delta(\vartheta)$;
- напречен наклон на летателния апарат – $\gamma_{БЗ}$ и $\delta(\gamma)$;
- изменение на направлението – $\Delta\psi_{БЗ}$ и $\delta(\psi)$.

Допълнителни параметри:

- режим на работа на двигателя – $tq_{БЗ}$ и $\delta(tq)$.

От извлечените стойности на записаните параметри $\overline{Pr}_n$ се вземат:

- времето в началото и в края на подучастъка – $Pr_{t(1)}$ и $Pr_{t(end)}$;
- височината в началото и в края на подучастъка – $Pr_{H(1)}$ и $Pr_{H(end)}$;
- максималното претоварване – $Pr_{ny(max)}$;
- скоростта в началото и в края на подучастъка – $Pr_{V(1)}$ и $Pr_{V(end)}$;
- максималната стойност на тангажа на самолета – $Pr_{\vartheta(max)}$;
- напречният наклон на самолета при максималната стойност на тангажа – $Pr_{\gamma(Pr_{\vartheta(max)})}$;
- направлението в началото и в края на подучастъка – $Pr\psi_{(1)}$ и $Pr\psi_{(end)}$;

- максимален режим на работа на двигателя в участъка – $Pr_{tq(max)}$.

Определят се продължителността на подучастъка (3.70), изменението на височината (3.71), изменението на курса (3.72).

За всеки подучастък $S_{B(i)_1}$ се прилага математическият модел за фигурата (2.42) и се създава матрица от логически променливи:

$$(3.74) \quad S_{B(i)_1} = [\Phi_{B3}] \in \begin{cases} t_{S_{B(i)_1}} \in [t_{B3} - \delta(t), t_{B3} + \delta(t)] \\ \Delta Pr_H > [\Delta H_{B3} - \delta(H)] \\ Pr_{\vartheta_{max}} \in [\vartheta_{зад} - \delta(\vartheta), \vartheta_{зад} + \delta(\vartheta)] \\ Pr_{\gamma(P_{\vartheta(max)})} \in [\gamma_{зад} - \delta(\gamma), \gamma_{зад} + \delta(\gamma)] \\ Pr_{ny(max)} \in [ny_{зад} - \delta(ny), ny_{зад} + \delta(ny)] \\ Pr_{V(1)} > [V_{зад} - \delta(V)] \\ \Delta Pr_{\psi} \in [90^\circ - \delta(\psi), 90^\circ + \delta(\psi)] \\ Pr_{tq(max)} > [tq_{max} - \delta(tq)] \end{cases}$$

За оценката на фигурата се използват стойностите на параметрите:

- стойностите на скоростта в началото и в края на фигурата – $Pr_{V(1)}$ и $Pr_{V(end)}$;
- максималният тангаж – $Pr_{\vartheta(max)}$;
- максималното претоварване – $Pr_{ny(max)}$;
- максималната стойност на напречния наклон – $Pr_{\gamma(max)}$;
- направлението в началото и в края на участъка – $Pr_{\psi(1)}$ и $Pr_{\psi(end)}$.

Вторият подучастък $S_{B(i)_2}$ се анализира, за да се открие елемента пикиране.

Пикиране

Основни параметри:

- време за изпълнение – t_{Π} и $\delta(t)$;
- височина – ΔH_{Π} и $\delta(H)$;
- претоварване – ny_{Π} и $\delta(ny)$;
- скорост – V_{Π} и $\delta(V)$;
- изменение на направлението – $\Delta \psi_{\Pi}$ и $\delta(\psi)$.

Спомагателни параметри:

- тангаж – ϑ_{Π} и $\delta(\vartheta)$.

Допълнителни параметри:

- режим на работа на двигателя – tq_{BB} и $\delta(tq)$;
- наклон на летателния апарат – $\gamma_{изв}$ и $\delta(\gamma)$.

От извлечените стойности на записаните параметри $\overline{Pr}_n$ се определя:

- времето в началото и в края на подучастъка – $Pr_{t(1)}$ и $Pr_{t(end)}$;
- скоростта в началото и в края на участъка – $Pr_{V(1)}$ и $Pr_{V(end)}$;
- височината в началото и в края на участъка – $Pr_{H(1)}$ и $Pr_{H(end)}$;
- минималното претоварване – $Pr_{ny(min)}$;
- минималната стойност на тангажа – $Pr_{g(min)}$;
- абсолютната стойност на наклона на летателния апарат в края на участъка – $|Pr_{\gamma}|_{(end)}$;
- направлението в началото и в края на участъка – $Pr_{\psi(1)}$ и $Pr_{\psi(end)}$;
- режим на работа на двигателя в началото на подучастъка – $Pr_{tq(1)}$.

Определят се изменението на височината (3.71), изменението на курса (3.72) и продължителността на участъка $t_{S_{B(i)_2}}$:

$$(3.75) \quad t_{S_{B(i)_2}} = Pr_{t(end)} - Pr_{t(1)}$$

За всеки подучастък $S_{B(i)_2}$ се прилага математическият модел за фигурата (2.35) и се създава матрица от логически променливи, като въгълът на пикиране може да се определи с помощта на стойността $Pr_{g(min)}$:

$$(3.76) \quad S_{B(i)_2} = [\Phi_{\Pi}] \in \begin{cases} t_{S_{B(i)_1}} \in [t_{\Pi} - \delta(t), t_{\Pi} + \delta(t)] \\ \Delta Pr_H > [\Delta H_{\Pi} - \delta(H)] \\ Pr_{ny(min)} < 1 \\ Pr_{\vartheta_{min}} \in [\vartheta_{зад} - \delta(\vartheta), \vartheta_{зад} + \delta(\vartheta)] \\ Pr_{V(1)} < [V_{зад} + \delta(V)] \\ Pr_{V(end)} > [V_{зад} - \delta(V)] \\ Pr_{\gamma(end)} < \delta(\gamma) \\ \Delta Pr_{\psi} < 90^\circ + \delta(\psi) \\ Pr_{tq(max)} > [tq_{min} + \delta(tq)] \end{cases}$$

За оценката на фигурата се използват стойностите на параметрите:

- стойностите на скоростта в началото и в края на фигурата – $Pr_{V(1)}$ и $Pr_{V(end)}$;
- минималният тангаж – $Pr_{g(min)}$;
- направлението в началото и в края на участъка – $Pr_{\psi(1)}$ и $Pr_{\psi(end)}$.

При елементите изпълнявани в сложния пилотаж:

Лунинг

Основни параметри:

- време за изпълнение – t_L и $\delta(t)$;
- височина – ΔH_L и $\delta(H)$;
- претоварване – ny_L и $\delta(ny)$;

- скорост – V_L и $\delta(V)$;
- изменение на направлението – $\Delta\psi_L$ и $\delta(\psi)$.

Спомагателни параметри:

- наклон на летателния апарат – γ_L и $\delta(\gamma)$;
- тангаж – ϑ и $\delta(\gamma)$.

Допълнителни параметри:

- режим на работа на двигателя – tq_L и $\delta(tq)$.

От извлечените стойности на записаните параметри $\overline{Pr}_n$ се определя:

- продължителността на участъка – $t(S_{B(i)})$;
- максималната стойност на височината – $Pr_{H(max)}$;
- стойностите на височината в началото и в края на участъка – $Pr_{H(1)}$ и $Pr_{H(end)}$;
- максималното претоварване в двете половини – $Pr_{ny_1(max)}$ и $Pr_{ny_2(max)}$;
- скоростта в началото и в края на участъка – $Pr_{V(1)}$ и $Pr_{V(end)}$;
- минималната стойност на скоростта – $Pr_{V(max)}$;
- максималната и минималната стойности на тангажа – $Pr_{\vartheta(max)}$ и $Pr_{\vartheta(min)}$;
- абсолютните стойности на напречния наклон на самолета в началото и в края на участъка – $|Pr_{\gamma(1)}|$ и $|Pr_{\gamma(end)}|$;
- максималната абсолютна стойност на напречния наклон – $|Pr_{\gamma(max)}|$;
- направлението в началото и в края на участъка – $Pr\psi_{(1)}$ и $Pr\psi_{(end)}$;
- максимален режим на работа на двигателя – $Pr_{tq(max)}$.

Пресмята се изменението на направлението (3.72) и максималното изменение на височината в двете половини:

$$(3.77) \quad \Delta Pr_{H_1} = Pr_{H(max)} - Pr_{H(1)}$$

$$(3.78) \quad \Delta Pr_{H_2} = Pr_{H(end)} - Pr_{H(max)}$$

За всеки отделен участък $S_{B(i)}$ се създава система от логически променливи и се проверява математическия модел на фигурата (2.50):

$$(3.79) \quad S_{B(i)} = [\Phi_L] \epsilon \begin{cases} t_{S_{B(i)}} \in [t_L - \delta(t), t_L + \delta(t)] \\ \Delta Pr_{H_1} > [\Delta H_L - \delta(H)] \\ \Delta Pr_{H_2} > [\Delta H_L - \delta(H)] \\ Pr_{\vartheta(max)} > 90^\circ - \delta(\vartheta) \\ Pr_{\vartheta(min)} < -90^\circ + \delta(\vartheta) \\ Pr_{ny_1(max)} > [ny_{зад} - \delta(ny)] \\ Pr_{ny_2(max)} > [ny_{зад} - \delta(ny)] \\ Pr_{tq(max)} > [tq_{max} - \delta(tq)] \\ \Delta Pr_{\psi} \in [360^\circ - \delta(\psi), 360^\circ] \cup [0^\circ, \delta(\psi)] \\ Pr_{\gamma(max)} > [180^\circ - \delta(\vartheta)] \\ Pr_{V(1)} > [V_{BB} - \delta(V)] \\ Pr_{V(end)} > [V_{ИЗВ} - \delta(V)] \\ Pr_{V(min)} < [V_{Г.Т.} + \delta(V)] \\ Pr_{\gamma(1)} < \delta(\gamma) \\ Pr_{\gamma(end)} < \delta(\gamma) \end{cases}$$

В зависимост от стойностите на тангажа и напречния наклон $Pr_{\vartheta(max)}$, $Pr_{\vartheta(min)}$, $|Pr_{\gamma(1)}|$ и $|Pr_{\gamma(max)}|$ може да се определи, в коя равнина е изпълнена фигурата – във вертикалната или в наклонената. Ако фигурата е изпълнена в наклонената равнина (2.57):

$$(3.80) \quad S_{B(i)} = [\Phi_{К.Л.}] \epsilon \begin{cases} t_{S_{B(i)}} \in [t_{К.Л.} - \delta(t), t_{К.Л.} + \delta(t)] \\ \Delta Pr_{H_1} > [\Delta H_L - \delta(H)] \\ \Delta Pr_{H_2} < [-\Delta H_L + \delta(H)] \\ Pr_{\vartheta(max)} \in [\vartheta_{зад} - \delta(\vartheta), \vartheta_{зад} + \delta(\vartheta)] \\ Pr_{\vartheta(min)} \in [-\vartheta_{зад} - \delta(\vartheta), -\vartheta_{зад} + \delta(\vartheta)] \\ Pr_{ny_1(max)} > [ny_{зад} - \delta(ny)] \\ Pr_{ny_2(max)} > [ny_{зад} - \delta(ny)] \\ Pr_{\gamma(max)} \in [\gamma_{зад} - \delta(\gamma), \gamma_{зад} + \delta(\gamma)] \\ Pr_{tq(max)} > [tq_{max} - \delta(tq)] \\ \Delta Pr_{\psi} \in [360^\circ - \delta(\psi), 360^\circ] \cup [0^\circ, \delta(\psi)] \\ Pr_{V(1)} > [V_{BB} - \delta(V)] \\ Pr_{V(end)} > [V_{ИЗВ} - \delta(V)] \\ Pr_{V(min)} < [V_{Г.Т.} + \delta(V)] \\ Pr_{\gamma(1)} \in [\gamma_{зад} - \delta(\gamma), \gamma_{зад} + \delta(\gamma)] \end{cases}$$

Полутоно

Задават се стойностите на параметрите, характеризиращи елемента, и техните прагови стойности:

- основни параметри:
- време за изпълнение – $t_{п.т}$ и $\delta(t)$;
- височина – $\Delta H_{п.т}$ и $\delta(H)$;
- претоварване – $ny_{п.т}$ и $\delta(ny)$;
- скорост – $V_{п.т(ВВ)}$, $V_{п.т(ИЗВ)}$, $V_{п.т(Г.Т)}$ и $\delta(V)$;
- изменение на направлението – $\Delta\psi$ и $\delta(\psi)$.
- спомагателни параметри:
- напречен наклон на летателния апарат – $\gamma_{(max)}$, $\gamma_{п.т. (ИЗВ)}$ и $\delta(\gamma)$;
- тангаж – $\vartheta_{п.т}$ и $\delta(\vartheta)$.
- допълнителни параметри:
- режим на работа на двигателя – $tq_{п.т. (ВВ)}$ и $\delta(tq)$.

Чрез стойности на записаните параметри $\overline{Pr}_n$ се определят:

- продължителността на участъка – $t(S_{B(i)})$;
- стойностите на височината в началото и в края на участъка – $Pr_{H(1)}$ и $Pr_{H(end)}$;
- максималното претоварване – $Pr_{ny(max)}$;
- скоростта в началото и в края на участъка – $Pr_{V(1)}$ и $Pr_{V(end)}$;
- минималната стойност на скоростта – $Pr_{V(min)}$;
- минимална стойност на тангаж – $Pr_{\vartheta(min)}$;
- абсолютната стойност на напречния наклон на самолета в края на участъка – $|Pr_{\gamma(end)}|$;
- максималната абсолютна стойност на напречния наклон – $|Pr_{\gamma(max)}|$;
- направлението в началото и в края на участъка – $Pr\psi_{(1)}$ и $Pr\psi_{(end)}$;
- режим на работа на двигателя в началото на участъка – $Pr_{tq(1)}$.

Пресмята се изменението на височината (3.71) и изменението на направлението (3.72). За всеки отделен участък $S_{B(i)}$ се създава система от логически променливи, с помощта на която се проверява математическия модел на фигурата (2.55):

$$(3.81) \quad S_{B(i)} = [\Phi_{\text{п.т.}}] \epsilon \begin{cases} t_{S_{B(i)}} \in [t_{\text{п.т.}} - \delta(t), t_{\text{п.т.}} + \delta(t)] \\ |Pr_{\gamma(\max)}| \geq [180^\circ - \delta(\gamma)] \\ \Delta Pr_H < [-\Delta H_{\text{п.т.}} + \delta(H)] \\ Pr_{\vartheta(\min)} < -90^\circ + \delta(\vartheta)^\circ \\ Pr_{ny(\max)} > [ny_{\text{зад}} - \delta(ny)] \\ \Delta Pr_{\psi} \in [360^\circ - \delta(\psi), 360^\circ] \cup [0^\circ, \delta(\psi)] \\ Pr_{V(1)} < [V_{\text{ВВ}} + \delta(V)] \\ Pr_{tq(1)} < [tq_{\min} + \delta(tq)] \\ Pr_{V(\text{end})} > [V_{\text{ИЗВ}} - \delta(V)] \\ Pr_{V(\min)} < [V_{\text{Г.Т.}} + \delta(V)] \\ Pr_{\gamma(\text{end})} < \delta(\gamma) \end{cases}$$

Ако фигурата е изпълнена в наклонената равнина (косо полутонно), това може да се определи в зависимост от стойностите на тангажа и напречния наклон $Pr_{\vartheta(\min)}$ и $|Pr_{\gamma(\max)}|$ (2.58) .

$$(3.82) \quad S_{B(i)} = [\Phi_{\text{к.п.т.}}] \epsilon \begin{cases} t_{S_{B(i)}} \in [t_{\text{к.п.т.}} - \delta(t), t_{\text{к.п.т.}} + \delta(t)] \\ |Pr_{\gamma(\max)}| \in [\gamma_{\text{зад}} - \delta(\gamma), \gamma_{\text{зад}} + \delta(\gamma)] \\ \Delta Pr_H < [-\Delta H_{\text{п.т.}} + \delta(H)] \\ Pr_{\vartheta(\min)} \in [-\vartheta_{\text{зад}} - \delta(\vartheta), -\vartheta_{\text{зад}} + \delta(\vartheta)] \\ Pr_{ny(\max)} > [ny_{\text{зад}} - \delta(ny)] \\ \Delta Pr_{\psi} \in [360^\circ - \delta(\psi), 360^\circ] \cup [0^\circ, \delta(\psi)] \\ Pr_{V(1)} < [V_{\text{ВВ}} + \delta(V)] \\ Pr_{tq(1)} < [tq_{\min} + \delta(tq)] \\ Pr_{V(\text{end})} > [V_{\text{ИЗВ}} - \delta(V)] \\ Pr_{V(\min)} < [V_{\text{Г.Т.}} + \delta(V)] \end{cases}$$

Имелман

Основни параметри:

- време за изпълнение – t_H и $\delta(t)$;
- височина – ΔH_H и $\delta(H)$;
- претоварване – ny_H и $\delta(ny)$;
- скорост – $V_H(\text{ВВ}), V_H(\text{ИЗВ}), V_H(\text{Г.Т.})$ и $\delta(V)$;
- изменение на направлението – $\Delta \psi$ и $\delta(\psi)$.

Спомагателни параметри:

- напречен наклон на летателния апарат – $\gamma_{(\max)}, \gamma_{(\text{ИЗВ})}$ и $\delta(\gamma)$;
- тангаж – ϑ_H и $\delta(\vartheta)$.

Допълнителни параметри:

- режим на работа на двигателя – $tq_{H(BB)}$ и $\delta(tq)$.

От извлечените стойности на записаните параметри се определят:

- продължителността на участъка – $t(S_{B(i)})$;
- стойността на височината в началото на участъка – $Pr_{H(1)}$;
- максималната стойност на височината – $Pr_{H(max)}$;
- максималното претоварване – $Pr_{ny(max)}$;
- скоростта в началото на участъка – $Pr_{V(1)}$;
- минималната стойност на скоростта – $Pr_{V(min)}$;
- максималната стойност на тангажа – $Pr_{\vartheta(max)}$;
- абсолютните стойности на напречния наклон на самолета в началото на участъка – $|Pr_{\gamma(1)}|$;
- максималната абсолютна стойност на напречния наклон – $|Pr_{\gamma(max)}|$;
- направлението в началото и в края на участъка – $Pr\psi_{(1)}$ и $Pr\psi_{(end)}$;
- максимален режим на работа на двигателя – $Pr_{tq(max)}$.

Пресмята се изменението на височината (3.71) и изменението на направлението (3.72).

За всеки отделен участък $S_{B(i)}$ се създава система от логически променливи, с помощта на която се проверява математическия модел на фигурата (2.52):

$$(3.83) \quad S_{B(i)} = [\Phi_{\text{И}}] \epsilon \begin{cases} t_{S_{B(i)}} \in [t_{\text{И}} - \delta(t), t_{\text{И}} + \delta(t)] \\ \Delta Pr_H > [\Delta H_{\text{И}} - \delta(H)] \\ Pr_{\gamma(max)} \geq [180^\circ - \delta(\vartheta)] \\ Pr_{ny(max)} > [ny_{\text{зад}} - \delta(ny)] \\ Pr_{\vartheta(max)} > 90^\circ - \delta(\vartheta) \\ Pr_{tq(max)} > [tq_{\text{max}} - \delta(tq)] \\ \Delta Pr_{\psi} \in [360^\circ - \delta(\psi), 360^\circ] \cup [0^\circ, \delta(\psi)] \\ Pr_{V(1)} > [V_{\text{ВВ}} - \delta(V)] \\ Pr_{V(min)} < [V_{\text{Г.Т.}} + \delta(V)] \\ Pr_{\gamma(1)} < \delta(\gamma) \end{cases}$$

В зависимост от стойностите на тангажа и напречния наклон $Pr_{\vartheta(max)}$ и $|Pr_{\gamma(max)}|$, може да се определи в коя равнина е изпълнена фигурата – във вертикалната или в наклонената. Ако фигурата е изпълнена в наклонената равнина (кос имелман), може да се определи нейният наклон (2.59).

$$(3.84) \quad S_{B(i)} = [\Phi_{\text{К.И.}}] \in \begin{cases} t_{S_{B(i)}} \in [t_{\text{К.И.}} - \delta(t), t_{\text{К.И.}} + \delta(t)] \\ \Delta Pr_H > [\Delta H_{\text{К.И.}} - \delta(H)] \\ |Pr_{\gamma(\max)}| \in [\gamma_{\text{зад}} - \delta(\gamma), \gamma_{\text{зад}} + \delta(\gamma)] \\ Pr_{\vartheta(\max)} \in [\vartheta_{\text{зад}} - \delta(\vartheta), \vartheta_{\text{зад}} + \delta(\vartheta)] \\ Pr_{ny(\max)} > [ny_{\text{зад}} - \delta(ny)] \\ Pr_{tq(\max)} > [tq_{\max} - \delta(tq)] \\ \Delta Pr_{\psi} \in [360^\circ - \delta(\psi), 360^\circ] \cup [0^\circ, \delta(\psi)] \\ Pr_{V(1)} > [V_{\text{ВВ}} - \delta(V)] \\ Pr_{V(\min)} < [V_{\text{Г.Т.}} + \delta(V)] \\ Pr_{\gamma(1)} < \delta(\gamma) \end{cases}$$

Вертикална осморка

Особености: фигурата се изпълнява с повишени скорости на въвеждане и извеждане в имелман и полутонно, и с по-ниска скорост на въвеждане и извеждане при изпълнение на лупинг.

Участъкът се потвърждава при наличие на правилната последователност от трите изпълнени елемента – имелман, лупинг и полутонно (2.62).

Хоризонтална осморка

Основни параметри:

- време за изпълнение – $t_{\text{Х.О.}}$ и $\delta(t)$;
- височина – $\Delta H_{\text{Х.О.}}$ и $\delta(H)$;
- претоварване – $ny_{\text{Х.О.}}$ и $\delta(ny)$;
- скорост – $V_{\text{Х.О. (ВВ)}}$, $V_{\text{Х.О. (ИЗВ)}}$, $V_{\text{Х.О. (Г.Т.)}}$ и $\delta(V)$;
- изменение на направлението – $\Delta \psi$ и $\delta(\psi)$.

Спомагателни параметри:

- напречен наклон на летателния апарат – $\gamma_{(\max)}$, $\gamma_{(\text{ИЗВ})}$ и $\delta(\gamma)$;
- тангаж – $\vartheta_{\text{Х.О.}}$ и $\delta(\vartheta)$;

Допълнителни параметри:

- режим на работа на двигателя – $tq_{(\text{ВВ})}$ и $\delta(tq)$.

Определят се:

- продължителността на участъка – $t(S_{B(i)})$;
- стойностите на височината в началото и в края на участъка – $Pr_{H(1)}$ и $Pr_{H(\text{end})}$;
- максималната стойност на височината – $Pr_{H(\max)}$;

- максималното претоварване в двете половини – $Pr_{ny_1(max)}$ и $Pr_{ny_2(max)}$;
- минималната стойност на претоварването в първа половина на участъка – $Pr_{ny_1(min)}$;
- максималната стойност на тангажа – $Pr_{\vartheta(max)}$;
- скоростта в началото и в края на участъка – $Pr_{V(1)}$ и $Pr_{V(end)}$;
- минималната стойност на скоростта – $Pr_{V(min)}$;
- абсолютните стойности на напречния наклон на самолета в началото и в края на участъка – $|Pr_{\gamma(1)}|$ и $|Pr_{\gamma(end)}|$;
- максималната абсолютна стойност на напречния наклон – $|Pr_{\gamma(max)}|$;
- направлението в началото и в края на участъка – $Pr\psi_{(1)}$ и $Pr\psi_{(end)}$;
- максимален режим на работа на двигателя – $Pr_{tq(max)}$.

Пресмята се изменението на височината в двете половини (3.77) (3.78) и изменението на направлението (3.72). За всеки отделен участък $S_{B(i)}$ се създава система от логически променливи и се проверява математическия модел на фигурата (2.64):

$$(3.85) \quad S_{B(i)} = [\Phi_{x.o.}] \in \left\{ \begin{array}{l} t_{S_{B(i)}} \in [t_{x.o.} - \delta(t), t_{x.o.} + \delta(t)] \\ \Delta Pr_{H_1} > [\Delta H_{x.o.} - \delta(H)] \\ \Delta Pr_{H_2} < [-\Delta H_{x.o.} + \delta(H)] \\ Pr_{\vartheta(max)} \in [\vartheta_{зад} - \delta(\vartheta), \vartheta_{зад} + \delta(\vartheta)] \\ Pr_{\vartheta(min)} < -90^\circ + \delta(\vartheta) \\ Pr_{ny_1(max)} > [ny_{зад} - \delta(ny)] \\ Pr_{ny_2(max)} > [ny_{зад} - \delta(ny)] \\ Pr_{\gamma(max)} > [180^\circ - \delta(\vartheta)] \\ Pr_{ny_1(min)} < \delta(ny) \\ Pr_{tq(max)} > [tq_{max} - \delta(tq)] \\ \Delta Pr_{\psi} \in [360^\circ - \delta(\psi), 360^\circ] \cup [0^\circ, \delta(\psi)] \\ Pr_{V(1)} > [V_{BB} - \delta(V)] \\ Pr_{V(end)} > [V_{изв} - \delta(V)] \\ Pr_{V(min)} < [V_{г.т.} + \delta(V)] \\ Pr_{\gamma(1)} < \delta(\vartheta) \\ Pr_{\gamma(end)} < \delta(\vartheta) \end{array} \right.$$

Кубинска осморка

Основни параметри:

- време за изпълнение – $t_{к.о.}$ и $\delta(t)$;
- височина – $\Delta H_{к.о.}$ и $\delta(H)$;
- претоварване – $ny_{к.о.}$ и $\delta(ny)$;
- скорост – $V_{к.о. (ВВ)}$, $V_{к.о. (ИЗВ)}$, $V_{к.о. (Г.Т)}$ и $\delta(V)$;
- изменение на направлението – $\Delta\psi$ и $\delta(\psi)$.

Спомагателни параметри:

- напречен наклон на летателния апарат – $\gamma_{(max)}$, $\gamma_{(ИЗВ)}$ и $\delta(\gamma)$;
- тангаж – $\vartheta_{к.о.}$ и $\delta(\vartheta)$.

Допълнителни параметри:

- режим на работа на двигателя – $tq_{(ВВ)}$ и $\delta(tq)$.

Определят се:

- продължителността на участъка – $t(S_{B(i)})$;
- стойностите на височината в началото и в края на участъка – $Pr_{H(1)}$ и $Pr_{H(end)}$;
- максималната стойност на височината – $Pr_{H(max)}$;
- максималното претоварване в двете половини – $Pr_{ny_1(max)}$ и $Pr_{ny_2(max)}$;
- минималната стойност на претоварването във втората половина на участъка – $Pr_{ny_2(min)}$;
- минимална стойност на тангажа – $Pr_{\vartheta(min)}$;
- скоростта в началото и в края на участъка – $Pr_{V(1)}$ и $Pr_{V(end)}$;
- минималната стойност на скоростта – $Pr_{V(min)}$;
- абсолютните стойности на напречния наклон на самолета в началото и в края на участъка – $|Pr_{\gamma(1)}|$ и $|Pr_{\gamma(end)}|$;
- максималната абсолютна стойност на напречния наклон – $|Pr_{\gamma(max)}|$;
- направлението в началото и в края на участъка – $Pr_{\psi(1)}$ и $Pr_{\psi(end)}$;
- максимален режим на работа на двигателя – $Pr_{tq(max)}$.

Пресмята се изменението на височината в двете половини (3.77) (3.78) и изменението на направлението (3.72).

За всеки отделен участък $S_{B(i)}$ се създава система от логически променливи, с помощта на която се проверява математическия модел на фигурата (2.66):

$$(3.86) \quad S_{B(i)} = [\Phi_{K.O.}] \in \left\{ \begin{array}{l} t_{S_{B(i)}} \in [t_{K.O.} - \delta(t), t_{K.O.} + \delta(t)] \\ \Delta Pr_{H_1} > [\Delta H_{K.O.} - \delta(H)] \\ \Delta Pr_{H_2} < [-\Delta H_{K.O.} + \delta(H)] \\ Pr_{\vartheta(max)} > 90^\circ - \delta(\vartheta) \\ Pr_{\vartheta(min)} \in [-\vartheta_{зад} - \delta(\vartheta), -\vartheta_{зад} + \delta(\vartheta)] \\ Pr_{ny_1(max)} > [ny_{зад} - \delta(ny)] \\ Pr_{ny_2(max)} > [ny_{зад} - \delta(ny)] \\ Pr_{\gamma(max)} > [180^\circ - \delta(\vartheta)] \\ Pr_{ny_2(min)} < \delta(ny) \\ Pr_{tq(max)} > [tq_{max} - \delta(tq)] \\ \Delta Pr_{\psi} \in [360^\circ - \delta(\psi), 360^\circ] \cup [0^\circ, \delta(\psi)] \\ Pr_{V(1)} > [V_{BB} - \delta(V)] \\ Pr_{V(end)} > [V_{ИЗВ} - \delta(V)] \\ Pr_{V(min)} < [V_{Г.Т.} + \delta(V)] \\ Pr_{\gamma(1)} < \delta(\vartheta) \\ Pr_{\gamma(end)} < \delta(\vartheta) \end{array} \right.$$

Завой през крило(Wingover)

Основни параметри:

- време за изпълнение – $t_{з.к.}$ и $\delta(t)$;
- височина – $\Delta H_{з.к.}$ и $\delta(H)$;
- претоварване – $ny_{з.к.}$ и $\delta(ny)$;
- скорост – $V_{з.к. (BB)}$, $V_{з.к. (ИЗВ)}$, $V_{з.к. (Г.Т)}$ и $\delta(V)$;
- изменение на направлението – $\Delta \psi$ и $\delta(\psi)$.

Спомагателни параметри:

- напречен наклон на летателния апарат – $\gamma_{(max)}$, $\gamma_{(BB)}$, $\gamma_{(ИЗВ)}$ и $\delta(\gamma)$;
- тангаж – $\vartheta_{з.к.}$ и $\delta(\vartheta)$.

Допълнителни параметри:

- режим на работа на двигателя – $tq_{(BB)}$ и $\delta(tq)$.

Определят се:

- продължителността на участъка – $t(S_{B(i)})$;
- стойностите на височината в началото и в края на участъка – $Pr_{H(1)}$ и $Pr_{H(end)}$;
- максималната стойност на височината – $Pr_{H(max)}$;

- максималната и минимална стойности на тангажа – $Pr_{\vartheta(max)}$ и $Pr_{\vartheta(min)}$;
- абсолютните стойности на напречния наклон на самолета в началото и в края на участъка – $|Pr_{\gamma(1)}|$ и $|Pr_{\gamma(end)}|$;
- максималната абсолютна стойност на напречния наклон – $|Pr_{\gamma(max)}|$;
- скоростта в началото и в края на участъка – $Pr_{V(1)}$ и $Pr_{V(end)}$;
- минималната стойност на скоростта – $Pr_{V(min)}$;
- направлението в началото и в края на участъка – $Pr_{\psi(1)}$ и $Pr_{\psi(end)}$;
- максимален режим на работа на двигателя – $Pr_{tq(max)}$.

Пресмята се изменението на височината в двете половини (3.77) (3.78) и изменението на направлението (3.72).

За всеки отделен участък $S_{B(i)}$ се проверява математическия модел на фигурата (2.67):

$$(3.87) \quad S_{B(i)} = [\Phi_{3.K.}] \in \begin{cases} t_{S_{B(i)}} \in [t_{3.K.} - \delta(t), t_{3.K.} + \delta(t)] \\ \Delta Pr_{H_1} > [\Delta H_{3.K.} - \delta(H)] \\ \Delta Pr_{H_2} > [\Delta H_{3.K.} - \delta(H)] \\ Pr_{\vartheta(max)} \in [\vartheta_{зад} - \delta(\vartheta), \vartheta_{зад} + \delta(\vartheta)] \\ Pr_{\vartheta(min)} \in [-\vartheta_{зад} - \delta(\vartheta), -\vartheta_{зад} + \delta(\vartheta)] \\ Pr_{\gamma(max)} \in [90^\circ - \delta(\gamma), 90^\circ + \delta(\gamma)] \\ Pr_{tq(max)} \in [tq_{зад} - \delta(tq), tq_{зад} + \delta(tq)] \\ \Delta Pr_{\psi} \in [360^\circ - \delta(\psi), 360^\circ] \cup [0^\circ, \delta(\psi)] \\ Pr_{V(1)} > [V_{BB} - \delta(V)] \\ Pr_{V(end)} > [V_{ИЗВ} - \delta(V)] \\ Pr_{V(min)} < [V_{Г.Т.} + \delta(V)] \\ Pr_{\gamma(1)} < \delta(\gamma) \\ Pr_{\gamma(end)} < \delta(\gamma) \end{cases}$$

Детелина:

Основни параметри:

- време за изпълнение – t_D и $\delta(t)$;
- височина – ΔH_D и $\delta(H)$;
- претоварване – ny_D и $\delta(ny)$;
- скорост – $V_{D(BB)}$, $V_{D(ИЗВ)}$, $V_{D(Г.Т.)}$ и $\delta(V)$;
- изменение на направлението – $\Delta \psi$ и $\delta(\psi)$.

Спомагателни параметри:

- напречен наклон на летателния апарат – $\gamma_{(max)}$, $\gamma_{(ИЗВ)}$ и $\delta(\gamma)$;

- тангаж – ϑ_D и $\delta(\vartheta)$.

Допълнителни параметри:

- режим на работа на двигателя – $tq_{(BB)}$ и $\delta(tq)$.

Определят се:

- продължителността на участъка – $t(S_{B(i)})$;
- стойностите на височината в началото и в края на участъка – $Pr_{H(1)}$ и $Pr_{H(end)}$;
- максималната стойност на височината – $Pr_{H(max)}$;
- максималната и минимална стойности на тангажа – $Pr_{\vartheta(max)}$ и $Pr_{\vartheta(min)}$;
- абсолютните стойности на напречния наклон на самолета в началото и в края на участъка – $|Pr_{\gamma(1)}|$ и $|Pr_{\gamma(end)}|$;
- максималната абсолютна стойност на напречния наклон – $|Pr_{\gamma(max)}|$;
- скоростта в началото и в края на участъка – $Pr_{V(1)}$ и $Pr_{V(end)}$;
- минималната стойност на скоростта – $Pr_{V(min)}$;
- направлението в началото и в края на участъка – $Pr_{\psi(1)}$ и $Pr_{\psi(end)}$;
- направлението при максималната височина в участъка – $Pr_{\psi(Pr_{H(max)})}$;
- максимален режим на работа на двигателя – $Pr_{tq(max)}$.

Пресмята се изменението на височината в двете половини (3.77) (3.78), изменението на направлението (3.72) и изменението на направлението между началото на участъка и в участъка на максимална височина:

$$(3.88) \quad Pr_{\psi(\Gamma.T)} = |Pr_{\psi(Pr_{H(max)})} - Pr_{\psi(1)}|$$

За всеки отделен участък $S_{B(i)}$ се проверява математическия модел на частите на фигурата (2.70). След това при наличие на последователност от четири такива части се потвърждава цялата фигура (2.69).

$$(3.89) \quad S_{B(i)} = [\Phi_{\text{ч.Де}}] \in \left\{ \begin{array}{l} t_{S_{B(i)}} \in [t_{\text{Д}} - \delta(t), t_{\text{Д}} + \delta(t)] \\ \Delta Pr_{H_1} > [\Delta H_{\text{Д}} - \delta(H)] \\ \Delta Pr_{H_2} > [\Delta H_{\text{Д}} - \delta(H)] \\ Pr_{\vartheta(\text{max})} \in [\vartheta_{\text{зад}} - \delta(\vartheta), \vartheta_{\text{зад}} + \delta(\vartheta)] \\ Pr_{\vartheta(\text{min})} < -90^\circ + \delta(\vartheta) \\ Pr_{ny_1(\text{max})} > [ny_{\text{зад}} - \delta(ny)] \\ Pr_{ny_2(\text{max})} > [ny_{\text{зад}} - \delta(ny)] \\ \Delta Pr_{\psi(\text{Г.Т})} \in [90^\circ - \delta(\psi), 90^\circ + \delta(\psi)] \\ Pr_{V(1)} > [V_{\text{ВВ}} - \delta(V)] \\ Pr_{V(\text{end})} > [V_{\text{ИЗВ}} - \delta(V)] \\ Pr_{V(\text{min})} < [V_{\text{Г.Т.}} + \delta(V)] \\ Pr_{\gamma(1)} < \delta(\gamma) \\ Pr_{\gamma(\text{end})} < \delta(\gamma) \\ Pr_{tq(\text{max})} > [tq_{\text{max}} - \delta(tq)] \\ Pr_{\gamma(\text{max})} > [180^\circ - \delta(\vartheta)] \\ \Delta Pr_{\psi} \in [90^\circ - \delta(\psi), 90^\circ + \delta(\psi)] \end{array} \right.$$

При потвърждаване на елементите от сложния пилотаж в участъците $S_{B(i)}$ се вземат стойностите на параметрите, необходими за формиране на техните оценки. Това са:

- стойностите на скоростта в началото и в края на участъците – $Pr_{V(1)}$ и $Pr_{V(\text{end})}$;
- минималната стойност на скоростта в участъците – $Pr_{V(\text{min})}$;
- максималната стойност на напречния наклон при максималната височина – $Pr_{\gamma(\text{max})}(Pr_{H(\text{max})})$;
- изменението на направлението – ΔPr_{ψ} ;
- разликата във височината в началото и в края на участъците – $Pr_{H(1)}$ и $Pr_{H(\text{end})}$;
- максимално претоварване в първата половина на фигурите – $Pr_{ny_1(\text{max})}$.

3.2.3. Алгоритъм за автоматична оценка на техниката на пилотиране

Компютърният софтуер за автоматична обработка и анализ на полетната информация, при който автоматично се определят етапите на полета и изпълнените елементи, може да се използва и за определяне на

оценката на техниката на изпълнението им като се заложи алгоритъм за сравняване на фактическите стойности на оценяваните параметри със зададените им стойности в утвърдените нормативи за оценка.

След като в даден участък от записва се потвърди някой от полетните елементи, се извършва количествена оценка. В зависимост от полетното упражнение и равнината, в която са изпълнени, и съгласно утвърдените нормативи за оценка, се вземат стойностите на параметрите, необходими за формирането на оценката на елемента от зададените контролни точки. Изчисляват се максималните отклонения на всички параметри. Получените данни се сравняват със зададените параметри за правилното изпълнение.

Допустимите отклонения съгласно утвърдените нормативи за оценка са:

- $\pm Na(1)$ – за „Отличен“;
- $\pm Na(2)$ – за „Удовлетворителен“;
- $\pm Na(3)$ – за „Среден“.

Проверява се принадлежността на отклоненията на всеки параметър спрямо допустимите отклонения за оценка:

- $O_e = „Отличен“:$

$$\Leftrightarrow \Delta Pr \in [P_{зАд} - Na(1); P_{зАд} + Na(1)]$$

- $O_e = „Удовлетворителен“:$

$$\Leftrightarrow \Delta Pr \in [P_{зАд} - Na(2); P_{зАд} - Na(1)] \cup [P_{зАд} + Na(1); P_{зАд} + Na(2)]$$

- $O_e = „Среден“:$

$$\Leftrightarrow \Delta Pr \in [P_{зАд} - Na(3); P_{зАд} - Na(2)] \cup [P_{зАд} + Na(2); P_{зАд} + Na(3)]$$

- $O_e = „Неудовлетворителен“:$

$$\Leftrightarrow Na(3) < \Delta Pr \text{ или } \Delta Pr < -Na(3)$$

След като се определят оценките на всички параметри се формира оценката на полетния елемент (формула 2.20). Резултатите се групират в таблица с наименованията на елементите, поставените оценки, полетните параметри при въвеждане и извеждане, максималното претоварване, ъглите на напречен наклон, режимът на работа на двигателя, минималната стойност на скоростта и времето, за което са изпълнени елементите.

Таблицата с елементите се сортира по време. По този начин се следи последователността в реда на изпълнение на елементите.

Таблица 8.

Разпознати елементи	Оценка	$V_{ВВ}$	$V_{ИЗВ}$	$H_{ВВ}$	$H_{ИЗВ}$	n_y	γ	ϑ	$\psi_{ВВ}$	$\psi_{ИЗВ}$	V_{min}
Излитане	Удовлетворил	91	-	-	-	-	2	8	-	278	-
Набор на височина	Отличен	175	-	-	-	-	0	10	-	179	-
Виращ с 60(Ляв)	Отличен	208	200	2315	2299	2.23	61	2	156	158	199
Виращ ПТ(Десен)	Удовлетворил	200	206	2283	2346	3.50	78	6	159	148	200
MRT(Ляв)	Среден	209	179	2338	2555	5.16	80	5	148	182	172
Лупинг	Удовлетворил	249	237	1761	1739	4.25	180	86	268	276	127
1/2 Хоризонтална осморка	Удовлетворил	237	253	1739	1676	3.91	180	63	276	90	134
Вертикална осморка	Удовлетворил	253	229	1676	1653	4.73	180	88	90	267	96
Кос Лупинг с 45°	Среден	229	215	1653	1521	4.26	122	45	89	97	148
1/2 Хоризонтална осморка	Удовлетворил	215	217	1521	1641	3.67	180	60	97	278	131
Кубинска осморка	Удовлетворил	233	221	1856	1890	4.54	180	88	241	51	121
Завой през крило-надясно	Среден	221	209	1890	1825	3.06	93	45	262	90	122
Детелина	Удовлетворил	233	211	1755	1802	4.29	179	70	90	108	116
Възходящо тоно	Удовлетворил	219	203	2399	2763	2.28	175	26	338	340	203
Елеронно тоно	Удовлетворил	201	200	2792	2896	2.14	162	20	340	351	196
DegeyTurn(ляв)	Удовлетворил	204	198	2884	2985	3.20	176	10	348	344	195
Завой с 60(Ляв)	Удовлетворил	198	203	2984	2804	1.88	64	4	344	277	194
Заход за кацане	Удовлетворил	122	-	-	-	-	40	-	-	143	-
Кацане	Среден	111	-	-	-	1.35	-	-	-	289	-

Оценката на полетното упражнение се формира на базата на оценките на всички изпълнени елементи (формула 2.21). Задължително условие за положителна оценка е наличието на спазени мерки за безопасност и всички елементи да са оценени с оценка по-висока от „Неудовлетворителен“.

Освен оценките на техниката на пилотиране на елементите в упражнението, важна роля за обучението имат и оценките от темпа на усвояване, издръжливостта на обучаемите към натоварванията в полета, тяхната въздушна дисциплина и влиянието на периодите на прекъсване в летателната подготовка. За оценка на тези компоненти се ползва експертната преценка и опита на инструкторския състав.

Темпът на усвояване на подготовката се оценява с:

- „**Бърз темп**“ – 6,00;
- „**Равномерен темп**“ – 5,00;

- „*Бавен темп*“ – 4,00.

Влиянието на периодите на прекъсване в летателната подготовка с:

- „*Не оказва влияние*“ – 6,00;
- „*Оказва влияние*“ – 5,00;
- „*Оказва в значителна степен*“ – 4,00.

Издръжливост към продължителни и интензивни полети, както и към натоварванията в полет с:

- „*Издръжлив*“ – 6,00;
- „*Намалява качеството*“ – 5,00;
- „*Изпитва умора, рязко спада качеството*“ – 5,00.

Въздушна и войскова дисциплина:

- „*Дисциплиниран, с високо чувство за отговорност*“ – 6,00;
- „*Дисциплиниран*“ – 5,00;
- „*Склонен към нарушения*“ – 4,00.

Мерки за безопасност	Оценка на полета
Спазени	Удовлетворил
Темп на усвояване	
Бърз	Равномерен
Издръжливост към интензивни полети	
Издръжлив	Намалява качеството
Дисциплина	
Дисципл. и отговорен	Дисциплиниран
Влияние на прекъсванията	
Не оказва влияние	Оказва влияние
Забележка: Допуснати отклонения в поддържането на скоростта	

Фигура 3.9. Оценки на полетното упражнение.

Към всяко упражнение има забележка за представянето на обучаемия. Тя се формира автоматично в зависимост от оценките на полетните параметрите. За целта се вземат оценките на всеки отделен параметър, от всеки разпознат елемент. Ако общата оценка на параметри преминава норматива за „Среден“, следва че системно се допускат отклонения в поддържането на съответния параметър.

Общата оценка на нивото на подготовка показва нивото на техниката на пилотиране на обучаемите по време на летателната подготовка. Тя представлява средноаритметична от оценките на всички превозни, тренировъчни и контролни полети (формула 2.22). Контролните полети имат по-голяма тежест (таблица 3), затова общата оценка от контролните полети се изчислява отделно.

Крайната оценка обхваща цялостното представяне на обучаемите по време на летателната подготовка.

Крайна оценка на летателната подготовка		Печат
Обучаемият Георги Митков Йорданов		
е военен пилот 2-ри Клас		
Той е изпълнил 25 полета на самолет PC-9M с общ нальот 302 ч. и 59 мин.		
Усвоява новите видове подготовка с Бърз темп.		
Продължителните прекъсвания в летателната подготовка Не оказват влияние		
Обучаемият е: Дисциплиниран		
Теоретичната му подготовка е на ниво: Удовлетворителен		
Издръжливост към интензивни полети: Качеството на пилотиране намалява		
Цялостното представяне на Георги Митков Йорданов в периода от 05.11.2020 до 29.11.2022		
е за оценка:		
		Удовлетворителен 5.29
Дата: 18.12.2022 г.	Инструктор	

Фигура 3.10. Крайна оценка на летателната подготовка.

Крайната оценка е комплексна и включва всички утвърдени критерии (Приложение 7.). При формирането на крайната оценка от базата данни за всеки обучаем се вземат:

- темпът на усвояване според цялостното представяне на обучаемите във всичките упражнения;
- оценките на изпълнените превозни, тренировъчни, щурмански и контролни полети;
- влиянието на периодите на прекъсвания;
- издръжливост към продължителни и интензивни полети, както и към натоварванията в полет;
- оценките от теоретичната подготовка на обучаемите;
- въздушната дисциплина.

За всеки един компонент се пресмята общата оценка.

Общата оценка от теоретичната подготовка обхваща оценките на теоретичните познания на обучаемите по време на подготовката за отделните упражнения. Те се съхраняват в отделна таблица в приложението.

Общите оценки от темпа на усвояване, влиянието на периодите на прекъсвания, издръжливост на товарванията в полет и въздушната дисциплина се формират на базата на поставените от инструктора оценки от всички изпълнени превозни полети.

За формирането на крайната оценка се използва формула (2.23), която включва всички оценявани утвърдени критерии, отразяващи цялостното представяне на обучаемите по време на летателната им подготовка:

$$\text{КОЛП} = \sum b_{(i)} \cdot K_{(i)}$$

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

За качествено провеждане на летателно обучение се налага използването на съвременни технически средства за синтезиране на необходимата информация и подготовка за изпълнението на полетните упражнения. Анализирането на постигнатите резултати и оценката на техниката на пилотиране имат важно значение за развитието и напредъкът в обучението.

Оценяването е резултат от проверката на знанията и уменията на обучаемия, при което се съпоставят постигнатите резултати в обучението със зададените норми и критерии. Основно изискване е оценяването да се извършва обективно.

Обективността позволява представянето на уменията на обучаемите по неутрален начин – безпристрастно. Тя отразява само това, което е изпълнено реално. В този смисъл анализът на информация от средството за регистрация на полетни данни на летателния апарат е приложим за запазване на обективността на оценката на техниката на пилотиране.

Предложеното решение за автоматичен анализ и оценка на полетните данни води до оптимизиране на количествената оценка на техниката на пилотиране, като се вземат предвид утвърдените нормативи и критерии за оценка. Това гарантира обективността при оценяването на уменията на обучаемите да спазват зададените параметри за изпълнение на елементите в полетното упражнение.

Направеното изследване със записите от регистратора на полетни данни на самолет Pilatus PC-9M е с реално изпълнени полетни упражнения. За автоматичното идентифициране на етапите на полета и елементите са създадени математически модели, включващи техните характеристики и описващи особеностите в техниката на пилотиране при изпълнението им. Резултатите показват, че предложеното решение е в състояние да идентифицира изпълняваните елементи с висока достоверност.

Разработената методика и софтуерно приложение за автоматичен анализ и оценка на техниката на пилотиране могат да бъдат използвани във всеки учебен летателен център за първоначално обучение, в който методиката на обучение включва изпълнението на елементи със зададени параметри. Достъпът до електронната база от данни за обучаемите в една интегрирана система за обучение може да има всеки член на инструкторския състав, което би повишило ефективността на неговата работа и подобрило качеството на обучение.

ИЗВОДИ ОТ ДИСЕРТАЦИЯТА

От извършената работа и получените резултати могат да бъдат направени следните изводи:

1. Първичната обработка на полетните данни има съществено значение и оказва роля при автоматичният анализ на информацията. Тя е съобразена с особеностите на регистратора на полетни данни на самолета. От особено значение при анализа е правилното определяне на моментите от време, които се приемат за начало и край на фигурата. За качественият анализ на всяка фигура са необходими най-малко 8 параметъра, всеки от които се характеризира с множество измервания в участъка на изпълнение на елемента.

2. Математическите модели за разпознаване на елементите, изпълнявани на самолет Pilatus PC-9M, са съобразени с особеностите в техниката на пилотиране на летателния апарат и с особеностите на регистратора на полетни данни на самолета. Автоматичното откриване на изпълнените елементи се извършва по предварително зададени параметри и зависи от вида на полетното упражнение и пространствената равнина, в която се изпълняват елементите. Броят на откритите елементи зависи от броя на използваните параметри, респективно от възможностите на регистратора на полетни данни. По-големият брой записвани параметри позволява откриването на повече полетни елементи.

3. Направените изследвания с разработения алгоритъм за автоматично откриване на полетните елементи доказват ефективността на математическите модели за автоматично разпознаване. Разпознаването на полетните елементи е с голяма достоверност, което е необходимо условие за коректната и обективна оценка.

4. Голямо значение върху достоверността на разпознаването на етапите на полета и изпълняваните елементи оказва изборът на прагови стойности на използваните за анализа на полетната информация параметри. Апробирането на праговите стойности на използваните за анализа на полетната информация параметри и въвеждането на допълнителни ограничения значително повишават точното определяне на изпълнените елементи.

5. За да се осъществи автоматичната оценка трябва да се определят контролни точки от елемента и стойностите на записаните в тях параметри да се сравнят с предварително въведените в приложението нормативи за оценка. Точността на оценката зависи от автоматичната

обработка на записа на полетното упражнение, от точността на определяне на записаните стойности на параметрите в контролните точки и от утвърдените нормативи за оценка. Автоматичната обработка трябва да се извършва в строга последователност, за да не се изкривява оценката на параметрите. Точното определяне на стойностите на параметрите зависи от възможностите на записващото устройство, обработката на записаните параметрите и от критериите, определени за разделянето на записа на участъци.

ДЕКЛАРАЦИЯ

за оригиналност
по чл. 27, ал. 2 от ППЗРАСРБ

Долуподписаният инж. Георги Митков Йорданов, зачислен за обучение в задочна форма за придобиване на образователна и научна степен „доктор“, със Заповед на Министъра на отбраната № ОХ-62/21.01.2019г. в катедра „Авиационна техника и технологии“, при факултет „Авиационен“.

ДЕКЛАРИРАМ:

В разработената от мен и представена за разглеждане докторска дисертация със заглавие „Оптимизиране на количествената оценка на техниката на пилотиране по записи от регистратор на полетни данни“, с научен ръководител полк. доц. д-р инж. Асен Ангелов Маринов, се съдържат следните приноси за оригиналност:

1. Разработени са математически модели за автоматично идентифициране на полетните елементи на самолет Pilatus PC-9M.

2. Разработен е алгоритъм за автоматична обработка и анализ на полетните параметри, записани от средството за регистрация на полетни данни на самолет PC-9M.

3. Разработена е методика и е реализиран алгоритъм за автоматично разпознаване и количествена оценка на изпълнените полетни елементи по предварително зададени критерии за съответното полетно упражнение.

4. Разработено е компютърно приложение за автоматичен анализ и количествена оценка на техниката на пилотиране, което може да бъде използвано във всеки учебен летателен център за първоначално обучение.

Известно ми е, че за деклариране на неверни данни в настоящата декларация нося отговорност по НК.

гр. Долна Митрополия

ДЕКЛАРАТОР:

. .2023 г.

инж.

/Георги Йорданов/

Литература:

1. Аронин Г.С., Практическая аэродинамика, Наука, Воениздат, 1982г.
2. Андрианов А. В., Шпак И. И., Цифровая обработка информации в измерительных приборах и системах, ВШ, Минск, 1987г.
3. Букова В. Н., Автоматизированная обработка полетной информации, 1995г.
4. Бекман И. Н., Компьютерные науки, Москва, 2000г.
5. Васильев А. Н., MATLAB. Самоучитель. Практический подход, 2-е издание, Наука и Техника, Санкт Петербург, 2015г.
6. Гешев Д., Узунов П., Основи на аеродинамиката и динамиката на полета на самолета, В.И, 1999г.
7. Георгиев Р. Ж., Технически средства и алгоритми за обработка на полетна информация, НВУ „Васил Левски“ ф-т „Авиационен“, гр. Долна Митрополия, 2004г.
8. Георгиев Р. Ж., Бордови и наземни средства за контрол, Долна Митрополия, 2013г.
9. Галкин Е. Ф., Шабалов П.Г., Сергеев М.В. Средства объективного контроля, Самарский Государственный Аэрокосмический Университет „С.П. Королева“. Самара, 2005г.
10. Галашев Е. С., Лысенко Н.М., Микоян С.А., Аэродинамика и динамика полета маневренных самолетов, 1984г.
11. Инструкция „Безопасност на полетите, ВВС, 2016г.
12. Ипполитов С. В., Кучевский В.Л., Юдин В.Т., “Методы и средства объективного контроля”, Воронеж, 2011г.
13. Йорданов Т.Й. Приложение на MATLAB в инженерните изследвания част I и II, Русе, 2004г.
14. Лысенко Н. М., Аэродинамика и динамика полета маневренных самолетов, Москва, 1984г.
15. Локални оперативни процедури – летище Долна Митрополия, 2017г.
16. Бюшгенс Г. С., Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов, Москва, 1998г.
17. Маджаров Б. И., Динамика и безопасност на полетите, Военно издание, София, 1989 г.
18. Маринов А. А., Автоматизирани системи за проектиране, НВУ „Васил Левски, В. Търново, 2013г.
19. Маринов Ю., Системи и устройства за разпознаване на сигнали и диагностични състояния, 1980г.

20. Методическое пособие по обработке и анализу материалов объективного контроля, 1977г.
21. Методическое пособие по применению средства объективного контроля параметров полетов и боевого применения в частях фронтовой авиации, 1973г.
22. Методическое пособие по объективному контролю с использованием информации системы “Тестер“.
23. Методическое пособие по обработке и анализу материалов объективного контроля, ВТС-МО, София, 1977г.
24. Пашкевич А. П., Основы систем автоматизированного проектирования, Минск, 2004г.
25. Практическая аэродинамика учебных реактивных самолетов, ч.2 – практическая аэродинамика самолетов Л-39, ВТС-МО, София, 1987г.
26. Програма за усъвършенстване на летателната подготовка, Л-39ЗА, ВВС, Р. България, 1994г.
27. Програма „Наземна подготовка на летателните екипажи“, ВВС, 2013г.
28. Русков С., Рускова Я., Проблемът за оценяването във висшето образование, Шумен, 2013г.
29. Ръководство „Бойна подготовка на летателните екипажи“, ВВС, 2013г.
30. Ръководство „Безопасност на полетите“, ВВС, 2013г.
31. Ръководство „Планиране, организиране, провеждане, управление и осигуряване на летателната дейност“, ВВС, 2013г.
32. Ръководство „Общи правила за провеждане на полети“, ВВС, 2013г.
33. Ръководство „Стандартизация и оценка на летателните екипажи“, ВВС, 2013г.
34. Савов В., Гешев Д., Узунов С., Димитров К., Аеродинамика и динамика на полета на самолета, изд. „Св. Георги Победоносец“, София, 1996г.
35. Савов В., Избрани теми по аеродинамика и динамика на полета, НВУ „Васил Левски“, В. Търново, 2013г.
36. Тактики, техники и процедури РС-9М, Долна Митрополия, 2013г.
37. Annex 6, Operation of Aircraft, ICAO, Tenth Edition, 2018.
38. Aircraft Flight Manual, Pilatus PC-9M, Bulgarian Air Force, Switzerland.
39. Aerospace Toolbox Users Guide, MATLAB, Mathworks, 2014.

40. Antonio Gemma More, A Quantitative Evaluation of Pilot-in-the-Loop Flying Tasks Using Power Frequency and NASA TLX Workload Assessment, University of Tennessee, 2014.
41. Brian D. Hahn, Daniel T. Valentine, Essential MATLAB for Engineers and Scientists, Seventh Edition, Elsevier, Book Aid, 2019.
42. Cooper G.E., Harper R.P., The Use of Pilot Rating in the Evaluation of Aircraft Handling Qualities, Advisory Group for Aerospace Research and Development, 1969.
43. Cockpit Voice and Flight Data Recording System, Pilatus PC-9M, 2004.
44. David K. Schmidt, Modern Flight Dynamics, McGraw-Hill Education, New York, 2012.
45. Dub M., Pariezek J., Evolution of Flight Data Recorders, University of Defence in Brno, Czech Republic, 2018.
46. Deckert J., F-8 DFBW Sensor Failure Identification Using Analytic Redundancy, IEEE, 1978.
47. Eugeniy E. Mikhailov, Programming with MATLAB for Scientists, A Beginner's Introduction, CRS Press, 2017.
48. Flight Data Recorders and Debriefing Systems in Military Helicopters, PLR Information Systems, 2000.
49. Flight Data Recorder Read-Out. Technical and Regulatory Aspects, BEA, France, 2005.
50. Flight Data Recorder Handbook for Aviation Accident Investigation, Washington, 2002.
51. Gruszecki J., Zajdel Z., Rzucidlo P., Informatics Tools Using Estimation During Pilot Training, Rzeszow University of Technology, Poland, 2007.
52. Harper R. P., Cooper G. E., Handling Qualities and Pilot Evaluation, 1984.
53. Hamel P. G., Jategaonkar R.V., Evolution of Flight Vehicle System Identification, Journal of Aircraft, 1996.
54. Herndon A. A., Cramer M., Sprong K., Analysis of advanced flight management systems (FMS), flight management computer (FMC) field observations trials, radius-to-fix path terminators, Digital Avionics Systems Conference, Virginia, 2008.
55. Herman R., Kazmierski M., Application of PC flight simulators for preliminary training of pilots, Rzeszow University of Technology, 2007.
56. Integrated Flight Data Recorder and Data Processing System. Mission Planning and Debriefing, PLR Information Systems.

57. Improved Methodology for the Prediction of the Empennage Maneuver In-Flight Loads of a General Aviation Aircraft Using Neural Networks, Washington, 2001.
58. Instrument Flying Handbook, FAA, USA, 2012.
59. John D. Anderson, Fundamentals of Aerodynamics, Sixth Edition, McGraw-Hill Education, New York, 2017.
60. John Peter Jesan, The Neural Approach to Pattern Recognition, 2004.
61. Jianye Zhang, Peng Zhang, “Time series analysis methods and applications for flight data”, Air Force Engineering University, China, August, 2016.
62. Jategaonkar R. V., Fischenberg D., Gruenhagen W. V., “Aerodynamic Modeling and System Identification from Flight Data – Recent Applications at DLR”, Journal of Aircraft, 2004.
63. Jiang J. L., Automated Flight Data Management System, USA, 1999.
64. Kumar R, Ganguli R, Omkar SN. Rotorcraft Parameter Identification from Real Time Flight Data, Journal of Aircraft, 2008.
65. Lobanova L., Factors of Evaluation of Quality of Aviation Specialists Training, 1997.
66. Management Document – BFT, Pilatus PC-9M, Bulgarian Air Force, Switzerland, 2004.
67. MATLAB, A Practical Introduction to Programming and Problem Solving, Fourth Edition, Stormy Attaway, Elsevier, 2017.
68. Michael V. Cook, Flight Dynamics Principles, Third Edition, Elsevier, Oxford, 2013.
69. Moir I., Seabridge A., Jukes M., Civil Avionics Systems, Second Edition, Wiley, 2013.
70. Nail A. H. Campbell, The Evolution of Flight Data Analysis, Australian Transport Safety Bureau, 2004.
71. Nicolas Chrysanthos, Kernel Methods for Flight Data Monitoring, University of Technology Troyes, 2014.
72. Napolitano M.R., Aircraft Dynamics: From Modeling to Simulation, John Wiley & Sons, 2012.
73. Goleman T., Branch M. A., Grace A., Optimization Toolbox For use with Matlab, Users Guide, Mathworks, 2001.
74. Roskam J., Lan C. E., Airplane Aerodynamic and Performance, DARcorporation, Kansas, 1997.
75. Pilots Handbook of Aeronautical Knowledge, FAA, 2003.

76. Ramin S. Esfandiari, Numerical Methods for Engineers and Scientists Using MATLAB, Second Edition, CRC Press Taylor & Francis Group, New York, 2017.
77. Roscoe A. H., Ellis G.A., A Subjective Rating Scale for Assessing Pilot Workload in Flight: A Decade of Practical Use”, Royal Aerospace Establishment, 1990.
78. Samarskii A. A., Principles of Mathematical Modelling: Ideas, Methods, Examples, Elsevier, 2004.
79. Sergios Theodoridis, Konstantinos Koutroumbas, Pattern Recognition, Second Edition, Elsevier, 2003.
80. Sue Ellis, Terence Gerighty, English for Aviation for Pilots and Air Traffic Controllers, Oxford University Press, 2008.
81. Student Pilot Training Manual-BFT, Pilatus PC-9M, Bulgarian Air Force, Switzerland, 2004.
82. Student Pilot Training Manual-AFT, Pilatus PC-9M, Bulgarian Air Force, Switzerland, 2004.
83. Tadas Masiulionis, Jonas Stankunas, Methodological Aspects of Automatic Pilot Flight Assessment, Vilnius Gediminas Technical University, Lithuania, 2013.
84. Tadas Masiulionis, Automatic assessment methods of A pilot’s flight in the traffic circuit, Vilnius Gediminas Technical University, Lithuania, 2016.
85. Travert, Jerome H., Flight Regime and Maneuver Recognition for Complex Maneuvers, Theses-Daytona Beach 200, Embry-Riddle Aeronautical University, 2009.
86. Vachtsevanos G., Lewis F., Reomer M., Intelligent fault diagnosis and prognosis for engineering systems, John Wiley&Sons, 2006.
87. Wang Yongjun, Dong Jiang, Liu Xiaodong, Zhang Lixin, Identification and standardization of maneuvers based upon operational flight data, Chinese Journal of Aeronautics, Beihang University, 2014.
88. <https://www.mathworks.com/matlabcentral/answers/>
89. <https://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/>

ПРИЛОЖЕНИЯ

Приложение 1. Параметри записвани от CVFDR на самолет PC-9M.

№	Параметър	Източник	Запис/сек.
1	Време UTC	GPS	0.25
2	Барометрична височина	ADC	1
3	Приборна скорост	ADC	1
4	Курс	IRS	1
5	Нормално ускорение	IRS	8
6	Тангаж	IRS	4
7	Крен	IRS	2
8	Радио предаване	Дискретен сигнал	1
9	Работа на двигателя	SICU	2
10	Клапи	Дискретен сигнал	0.5
11	-	-	-
12	-	-	-
13	Положение на въздушната спирачка	Дискретен сигнал	2
14	Външна температура	ADC	0.5
15	-	-	-
16	Надлъжно ускорение	IRS	4
17	Странично ускорение	IRS	4
18	Положение на органите за управление	Аналогов сигнал	4
19	Положение на тримера на кормилото за височина	Аналогов сигнал	1
20	Височина по РВ	PFD	1
21	Отклонение от глисадата	PFD	1
22	Отклонение от радионавигационното средство	PFD	1
23	Маркер	PFD	1
24	Индикация за отказ	Дискретен сигнал	1
25	Навигация 1 и 2 – честоти	ARMS	0.25
26	Отдалечение от TACAN	PFD	0.25
27	Положение на колесника	Дискретен сигнал	4
28	-	-	-
29	Ъгъл на атака	PFD	2
30	Ниско налягане в хидравличната система	Дискретен сигнал	0.5
31	Пътна скорост	GPS	1
32	Натоварване на колесника	Дискретен сигнал	4
33	Навигационни данни	GPS	1

Приложение 2. Нормативи за оценка на изпълняваните полетни елементи.

Оценявани елементи и параметри	Допустими отклонения за оценка		
	Отличен Na(1)	Удовлетворил Na(2)	Среден Na(3)
Техника на пилотиране по кръга и в зона			
<u>Излитане</u> • разбег • отлепване	Изпълнен праволинейно, успоредно на оста на ПИК. Плавно на зададената скорост.	Изпълнен праволинейно, но под ъгъл спрямо оста на ПИК. Плавно с повишена скорост.	Изпълнен с отклонение в двете страни от оста на ПИК. С минимална скорост и последващо кратковременно опирание.
<u>Установен полет</u> • скорост (възела) • височина(футове): - на средна и голяма - на малка • курс (°) • наклон (°)	± 5 ± 100 ± 50 ± 2 ± 2	± 10 ± 150 ± 70 ± 6 ± 4	± 15 ± 200 ± 100 ± 8 ± 5
<u>Вирази(завои) с наклон ≥ 60° и пределни по тяга:</u> • скорост (възела) • височина(футове): - на средна и голяма - на малка • курс (°) • наклон (°) • претоварване(ед.)	± 5 ± 100 +100/ – 50 ± 4 ± 4 ± 0,2	± 10 ± 150 +150/ – 70 ± 8 ± 8 ± 0,8	± 15 ± 200 +200/ – 100 ± 10 ± 10 ± 1

Приложение 3. Зададени стойности на полетните параметри, при изпълнение на елементите от упражненията и техните прагови стойности.

Таблица 1.

t, c	V_O, kt	$V_{OTЛ/КАЦ}, kt$	a	H_O, ft	$\gamma, ^\circ$	$\vartheta, ^\circ$	$\psi, ^\circ$	tq, psi
Излитане								
~ 20	0	80	> 0	0	0	10	ПИК	MAX
Кацане								
~ 25	-	~ 80	< 0	500	-	-	ПИК	М.Г.

Таблица 2.

t, c	V_{BB}, kt	$V_{ИЗВ}, kt$	$\Delta V, kt$	$\frac{\Delta H,}{ft}$	$\gamma, ^\circ$	n_y, g	$\Delta\psi, ^\circ$	tq, psi
Вираз 30°								
115	200	V_{BB}	0	0	30	1,16	360	-
Вираз 45°								
65	200	V_{BB}	0	0	45	1,4	360	-
Вираз 60°								
38	200	V_{BB}	0	0	60	2	360	-
Вираз ПТ								
20	200	V_{BB}	0	0	~72	3,2	360	MAX
MRT								
8	130	130	0	0	>72(~80)	-	360	MAX
11	180	-	> 20	0		5,5		
13	220	-	> 20	0		5,5		
MPRT								
11	180	180	-	< 500	>72(~80)	5,5	360	MAX
13	200		20					

Таблица 3.

t, c	V_{BB}, kt	$V_{ИЗВ}, kt$	$\Delta V, kt$	$\Delta H, ft$	$\gamma, ^\circ$	n_y, g	$\Delta \psi, ^\circ$	$\vartheta, ^\circ$
Спирала								
66	200	200	0	1200	45	1,4	360	-

Таблица 4.

t, c	V_{BB}, kt	$V_{ИЗВ}, kt$	$\Delta V, kt$	$\Delta H, ft$	$\gamma, ^\circ$	$\Delta \gamma, ^\circ$	n_y, g	n_y при $\psi = 90$	$\psi_{ИЗВ}, ^\circ$	$\Delta \psi, ^\circ$
Стръмен завой през гръб										
19	200	200	0	0	60	>180	2	< 0	ψ_{BB}	90

Таблица 5.

t, c	V_{BB}, kt	$V_{ИЗВ}, kt$	$\Delta V, kt$	$\Delta H, ft$	$\gamma, ^\circ$	$\Delta \psi, ^\circ$	tq, psi
Елеронно тоно							
4	210	210	0	0	>180	0	40

Таблица 6.

t, c	V_{BB}, kt	$V_{ИЗВ}, kt$	$V_{Г.Т.}, kt$	$\Delta H, ft$	n_y, g	$\vartheta, ^\circ$	$\gamma_{ВВ(Г.Т.)}, ^\circ$	$\gamma_{ИЗВ}, ^\circ$	$\Delta\psi, ^\circ$	$tq_{ВВ}, psi$	$tq_{ИЗВ}, psi$
Пикиране											
22	120	250	-	2780	3	- 30	60	0	90	15	MAX
Горка											
30	250	120	-	2300	3,5	30	0(60)	0	90	MAX	-
Боев завой											
30	250	120	-	2745	3,5	30	0(60)	0	180	MAX	-
Лупинг											
21	250	250	>90	2410	5	>75	0(180)	0	0	MAX	-
Имелман											
10	250	120	>90	2410	5	>75	0	-	180	MAX	-
Полутоно											
10	120	250	-	2425	4	-	180	0	180	15	MAX
Кос лупинг с 45°											
~21	250	250	>120	1500	5	45	37(121)	0	0	MAX	-
Кос имелман с 45°											
~10	250	250	>120	1500	5	45	37(121)	0	180	MAX	-
Косо полутоно с 45°											
~10	120	250	-	1700	5	-45	121	0	180	15	MAX
Кос лупинг с 60°											
~21	250	250	>120	1850	5	60	24(140)	0	0	MAX	-
Кос имелман с 60°											
~10	250	250	>120	1850	5	60	24(140)	0	180	MAX	-
Кос полутоно с 60°											
~10	120	250	-	2080	5	-60	140	0	180	15	MAX
Вертикална осморка(имелман)											
11,5	280	180	-	2340	5	>75	0	0	180	MAX ¹	MAX ¹
Вертикална осморка(лупинг)											
19	180	180	>90	1080	4	>75	0	0	0	MAX ¹	М.Г
Вертикална осморка(полутоно)											
11,5	<160	280	-	2340	5	-	180	0	180	М.Г	MAX ¹
½ Хоризонтална осморка											
21	250	250	>90	2131	4	60 ²	0(180)	0	180	MAX	MAX
½ Кубинска осморка											
21	250	250	>90	2410	5	- 45 ²	0	0	180	MAX	MAX
Завой през крило											
~24	210	210	>100	1400	3	45	0(90)	0	180	40	40
Хоризонтална спирала											
-	210	210	-	~	4	45	0(180)	0	90(0 ³)	40	40
Детелина											
21	230	230	> 90	2410	4	>75	0(180)	0	90	MAX	MAX

1 – При изпълнение на Вертикална осморка режимът на работа на двигателя при въвеждането във фигурата е “Hard stop”(Повишен Максимал).

2 – При достигане на зададения тангаж самолетът се завърта на 180°.

3 – При изпълнение на Хоризонтална спирала изменението на курса е 90°, но $\psi_{Х.С.(ИЗВ)} = \psi_{Х.С.(ВВ)}$.

Прагови стойности

Таблица 1. Излитане.

$\delta(t)$, с	$\delta(V_0)$, kt	$\delta(H_0)$, ft	$\delta(\vartheta)$, °	$\delta(\gamma)$, °	$\delta(\psi)$, °	$\delta(tq)$, psi
- 10/+15	35	50	5	7	10	4

Таблица 2. Кацане.

$\delta(t)$, с	$\delta(V)$, kt	$\delta(H)$, ft	$\delta(\psi)$, °	$\delta(tq)$, psi
10	15	50	10	10

Таблица 3. Вирази.

$\delta(t)$, с	$\delta(V)$, kt	$\delta(H)$, ft	$\delta(n_y)$, g	$\delta(\gamma)$, °	$\delta(\psi)$, °	$\delta(tq)$, psi
Вирази с напречен наклон до 45° (60°)						
5(8)	20	250	1,5(-0,5/+0,8)	5(10)	30	-
Вираз пределен по тяга						
5	20	250	-0,4/+1	12	30	4
MRT(MPRT)						
3	20	250	1,3	15	-	4

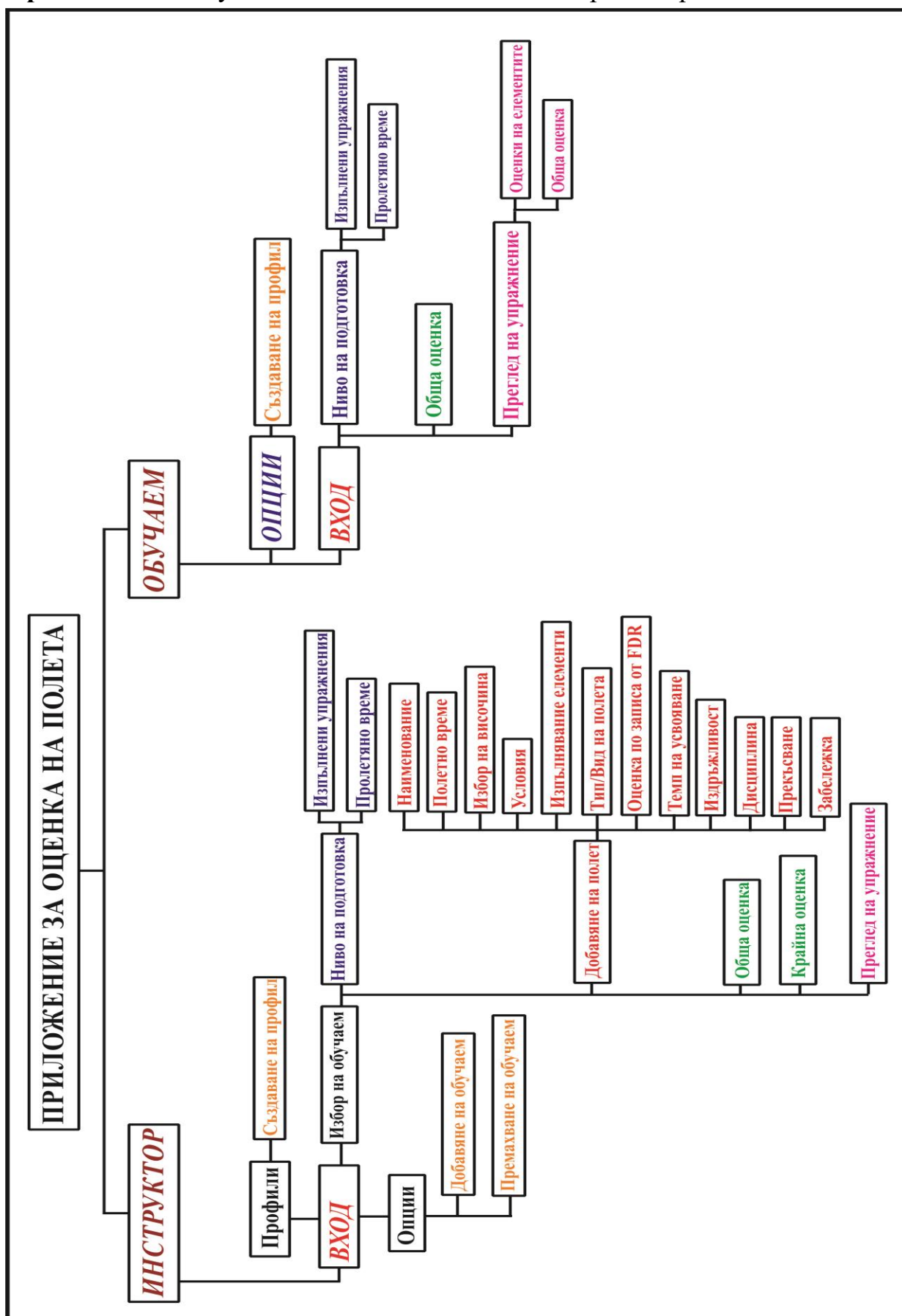
Таблица 6. Елементи от простия пилотаж.

$\delta(t)$, с	$\delta(V)$, kt	$\delta(\Delta H)$, ft	$\delta(n_y)$, g	$\delta(\vartheta)$, °	$\delta(\gamma)$, °	$\delta(\psi)$, °	$\delta(tq)$, psi
Пикиране, Горка, Боен завой							
15	20	600	1,5	10	- 20/+15	45	24
Спирала							
6	20	200	1,5	-	5	30	24

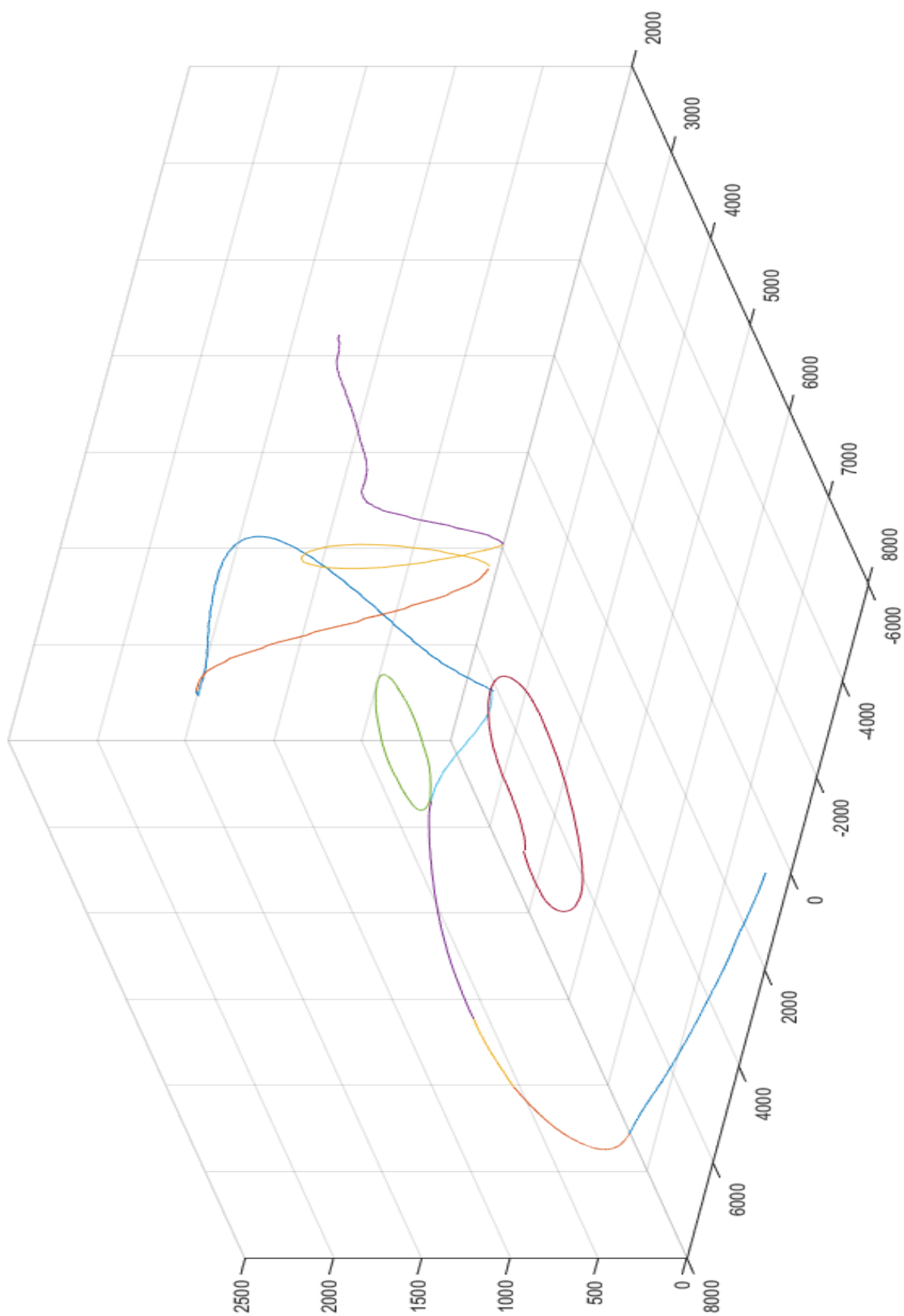
Таблица 8. Елементи от сложния пилотаж.

$\delta(t)$, с	$\delta(V)$, kt	$\delta(\Delta H)$, ft	$\delta(n_y)$, g	$\delta(\vartheta)$, °	$\delta(\gamma)$, °	$\delta(\psi)$, °	$\delta(tq)$, psi
Лупинг (Детелина)							
-6/+17	20(30)	300	2	15	20	30	4
Кос лупинг с 45° (60°)							
-6/+17	20	300	2	8(-7/+15)	10	30	4
Полутоно/Косо полутоно (Имелман/Кос Имелман)							
30	20	300	2	15/8	20/6 (в Г.Т. 10)	30	24(4)
Хоризонтална/Кубинска осморка							
-6/+17	20	600	2	-7/15(8)	20	35	4
Завой през крило							
-5/+26	30	300	-	10	20	70	10
Елеронно тоно (Завой през гръб)							
4(5)	20	250	-	-	-30/+60	20(30)	10
Хоризонтална спирала (Barrelroll)							
-	30	250	1,5	15	-30/+60	30	10

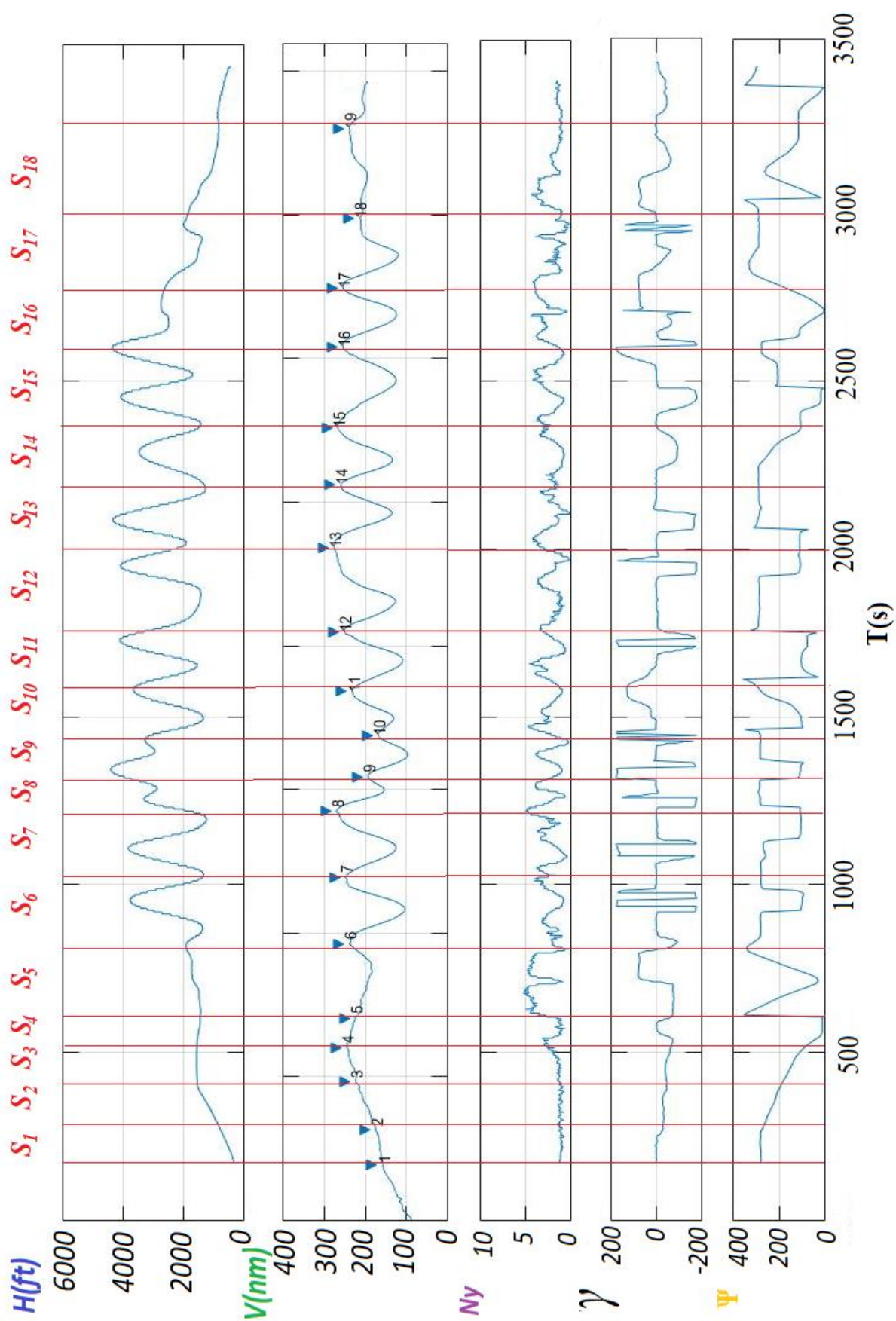
Приложение 4. Функционална схема на компютърното приложение.



Приложение 5.



Приложение 6. Разделяне на записа от регистратора на полетни данни на участъци.



Приложение 7. Критерии за оценка.

№	Критерий (К)	Оценка			Коеф. b
		4	5	6	
1.	Темп на усвояване	Бавен темп	Равномерен темп	Бърз темп	0.2
2.	Оценките на изпълнените превозни, тренировъчни, контролни полети и изпити.	Среден	Удовлетворил	Отличен	0.1
3.	Период за придобиване на подготовката	≥ 5 години	2-4 години	1-2 години	0.12
4.	Влияние на прекъсванията	Оказва в значителна степен	Оказва влияние	Не оказва влияние	0.18
5.	Издръжливост към продължителни и интензивни полети, както и към натоварванията в полет	Изпитва умора, рязко спада качеството	Намалява качеството	Издръжлив	0.1
6.	Физическа подготовка	Среден	Удовлетворил	Отличен	0.1
7.	Теоретична подготовка и мотивация за нови знания и умения.	Среден	Удовлетворил	Отличен	0.1
8.	Въздушна и войскова дисциплина	Склонен към нарушения	Дисциплиниран	Дисциплиниран, с високо чувство за отговорност	0.1
9.	Медицинска годност	Освидетелстван като годен			Да/Не
10.	Езиков критерий	ALCPT			Да/Не