

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ  
Національний авіаційний університет  
Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій  
Кафедра авіоніки

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач кафедри авіоніки

\_\_\_\_\_ Павлова С.В.  
(підпис) (П.І.Б.)

« \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2021 р.

**ДИПЛОМНА РОБОТА**

(пояснювальна записка)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ БАКАЛАВРА  
ЗА СПЕЦІАЛЬНІСТЮ 173 «АВІОНІКА»

Тема: Датчики системи попередження критичних режимів польоту

Виконавець: \_\_\_\_\_ Чуб Владислав Дмитрович  
(підпис) (П.І.Б.)

Керівник: \_\_\_\_\_ Чужа Олексій Олександрович  
(підпис) (П.І.Б.)

Нормоконтролер: \_\_\_\_\_ Левківський Василь Васильович  
(підпис) (П.І.Б.)

Київ 2021

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ  
Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій  
Кафедра авіоніки  
Спеціальність 173 «Авіоніка»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри авіоніки

\_\_\_\_\_ Павлова С.В.  
(підпис) (П.І.Б.)

« \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2021 р.

**ЗАВДАННЯ**  
**на виконання дипломної роботи**

Чуб Владислав Дмитрович

(прізвище, ім'я, по батькові випускника в родовому відмінку)

1. Тема дипломної роботи Датчики системи попередження критичних режимів польоту затверджена наказом ректора від «18» грудня 2020 р. № 2310/
2. Термін виконання роботи (проекту): з 11.01.2021 по 18.02.2021.
3. Вихідні дані до роботи (проекту): \_\_\_\_\_  
\_\_\_\_\_
4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що їх належить розробити):  
\_\_\_\_\_  
\_\_\_\_\_
5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу (з точним визначенням обов'язкових рисунків, діаграм, таблиць тощо):  
\_\_\_\_\_  
\_\_\_\_\_  
\_\_\_\_\_

## РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи «Датчики системи попередження критичних режимів польоту»:

60 сторінок, 24 рисунків, 1 таблиця, 18 використаних джерел.

Об'єктом дослідження дипломної роботи є системи попередження про критичні режими польоту.

Предметом дослідження дипломної роботи є методи і засоби вдосконалення роботи датчиків та систем в цілому які попереджають про критичні режими польоту, та дослідження того, як працюють ці системи.

Мета дипломного проекту – проаналізувати та розробити алгоритми, які допоможуть вдосконалити системи попередження критичних режимів польоту.

Метод дослідження – теоретично-розрахунковий, аналітичний, синтез.

Матеріали дипломної роботи рекомендуються використовувати при проведенні наукових досліджень, навчальному процесі та в практичній діяльності фахівців авіаційних конструкторських бюро.

КРИТИЧНИЙ РЕЖИМ, ПОЛІТ, ЛІТАК, ЛЬОТНІ ОБМЕЖЕННЯ, КУТ АТАКИ, КУТ КРЕНУ, ПЕРЕНАВАНТАЖЕННЯ, ІНТЕРФЕЙС, СИГНАЛІЗАЦІЯ, ЗВАЛЮВАННЯ, ВТРАТА ВИСОТИ.



## ВСТУП

**Актуальність.** В сучасному світі, тенденція розвитку авіаційної техніки така, що розробники приділяють велику увагу таким важливим речам як автоматизованість систем, та не менш важливим речам, як безпека польоту.

При виконанні польоту, є фактори, які можуть бути причиною виникнення відмов під час польоту на літаку, аварійних ситуацій та навіть критичних, всі ці ситуації під час польоту, потребують негайного прийняття вірного рішення, що до вирішення цих проблем. Аварійна ситуація може виникнути в польоті в результаті впливу окремих несприятливих факторів або їх поєднанню та привести до зниження рівню безпеки польотів. До таких факторів відносяться: відмови та несправності окремих елементів функціональних систем; вплив несприятливих зовнішніх умов; недоліки в наземному забезпеченні польоту; або людський фактор.

В авіації людський фактор розглядається, як важлива умова, яка впливає на рівень безпеки польотів будь-якого літального апарату. Людина являє собою гнучкий, здатний до адаптації важливий елемент авіаційної системи, однак і найбільш уразливий з точки зору можливості негативного впливу на його діяльність та впливу на те, як аналізує та приймає людина рішення під час критичної ситуації. Особливо в той час, коли під час польоту відбувається нештатна ситуація, яка може привести до критичної ситуації.

Саме тому, дуже важливо, щоб системи попередження критичних режимів польоту були максимально інформативні, та допомагали пілоту прийняти вірне рішення, та вийти з критичного режиму польоту.

**Об'єктом** дослідження дипломної роботи є системи попередження про критичні режими польоту.

**Предметом** дослідження дипломної роботи є методи і засоби вдосконалення роботи датчиків та систем в цілому які попереджають про критичні режими польоту, та дослідження того, як працюють ці системи.

**Мета дипломного проекту** – проаналізувати та розробити алгоритми, які допоможуть вдосконалити системи попередження критичних режимів польоту.

Метод дослідження – теоретично-розрахунковий, аналітичний, синтез.

Матеріали дипломної роботи рекомендуються використовувати при проведенні наукових досліджень, навчальному процесі та в практичній діяльності фахівців авіаційних конструкторських бюро.

**Наукова новизна** результатів дисертаційної роботи. В процесі виконання комплексних теоретичних і експериментальних досліджень і впровадження результатів дипломної роботи в авіаційну промисловість вирішено актуальне науково-технічне завдання, що полягає в розробці методів вдосконалення систем попередження критичних режимів польоту.



## РОЗДІЛ 1

### Характеристика критичних режимів польоту

#### Вступ до розділу 1

Критичний режим польоту називається сам так, бо якщо літак під час польоту виходить на критичний режим то він, перевищує якийсь критичний параметр. При потраплянні в такий режим, льотчик повинен вміти чітко реагувати на подібний виклик, та вміти пілотувати літак так, щоб вивести його на нормальні експлуатаційні параметри.

#### 1. Критичні режими польоту

Критичний режим польоту – це такий режим польоту, при вході на який, літак перевищує певні критичні параметри. При попаданні в такий режим польоту, потрібна особлива техніка пілотування, яка відмінна від техніки пілотування на експлуатаційних режимах.

До критичних режимів польоту відносяться:

- 1.1 Політ на великих кутах атаки;
- 1.2 Звалювання;
- 1.3 Штопор;
- 1.4 Флаттер;
- 1.5 Політ на режимах, які перевищують льотні обмеження.

##### 1.1 Політ на великих кутах атак

Політ на великих кутах атаки – це політ літака, кут атаки якого, близький до критичного. На критичному куті атаки, зрив потоку починає домінувати тому подальше збільшення цього кута призведе до зменшення підйомної сили. При перевищенні критичного кута атаки відбувається подальший зрив потоку повітря на крилі, різко втрачається підйомна сила та потім літак звалюється в штопор.

Кафедра авіоніки				НАУ 21 11 78 000 ПЗ			
Виконав					Літера	Аркуш	Аркушів
Керівник							
Консультант							
Н-контроль							
Зав. каф.							



Критичний кут залежить від форми профілю крила, його конфігурації, відносного подовження, і інших факторів, але як правило знаходиться в межах від 8 до 20 градусів відносно набігаючого повітря для більшості дозвукових аеродинамічних поверхонь. Політ на кутах атака близьких до критичних, штучно виконують в демонстраційних польотах на різних шоу, але не завжди успішно, а також за необхідністю на деяких бойових літаках при заході на посадку.

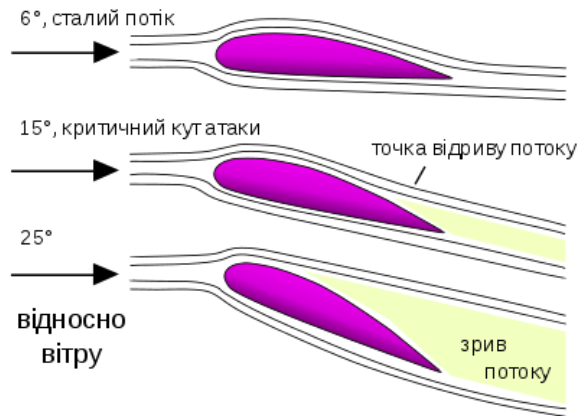


Рис. 1.1 – Зрив потоку повітря на крилі

## 1.2 Звалювання

Звалювання - різке падіння підйомної сили в результаті порушення нормальних умов обтікання крила повітряним потоком. В умовах нормального обтікання крила потоком повітря, утворюється достатня підйомна сила та літак поводить себе стійко. При порушенні нормального обтікання крила, підйомна сила різко падає і літак «звалюється з потоку» - мимовільно міняє кути тангажу і крену. Звалювання с з великою ймовірністю може перейти в штопор. До звалювання призводить перевищення максимально допустимих кутів атака, яке може статися в результаті падіння швидкості літака, роботи рулями, зміни щільності та направленню потоку повітря та інше. В цивільній авіації, звалювання відносять до аварійних ситуацій, тому приймають необхідні заходи для запобігання цих ситуацій, особлива конструкція крила, сигналізація АУАСП, запобіжна тряска штурвала та інше.

Існує декілька видів звалювання:

- Звалювання на нос. Такий вид звалювання спостерігається у літаках з прямокутним крилом або крилом невеликого звуження при виникненні кореневого і серединного зриву потоку на крилі. В цьому випадку літак мимовільно опускає ніс, деякий час набирає швидкість, а потім знову збільшує кут атаки та звалюється.
- Звалювання на крило. Спостерігається у літаках з прямим крилом значного звуження. В цьому випадку виникає кінцевий зрив потоку, через який, літак спочатку крениться, а потім опускає ніс та звалюється.
- Звалювання з інтенсивним кабруванням. При такому звалюванні виникає рух літака з різким зростанням кута атаки та кута тангажу, незважаючи на відхилення важеля управління по тангажу від себе для парирування кабруючого моменту. Його причиною зазвичай є кінцевий зрив потоку на крилі стрілоподібної або трикутної форми.
- Глибоке звалювання. Характерно для літаків з Т-образним оперенням. Виникає тоді, коли літак, мимовільно кабрує, незважаючи на парирування льотчиком цієї тенденції, парашутує на дуже великих кутах атаки з великою швидкістю зниження. В глибокому звалюванні зазвичай не спостерігається великих кренів, тобто симетричний зрив потоку на крилі.

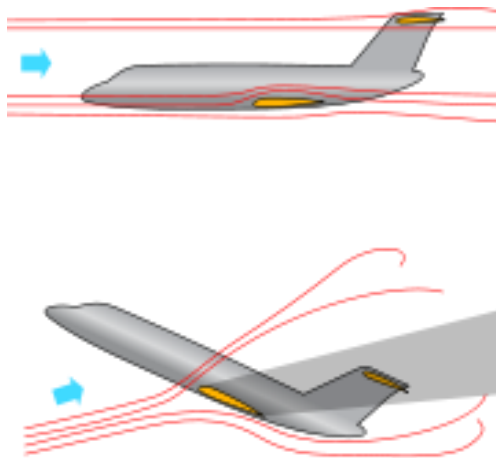


Рис. 1.2 – Звалювання

### 1.3 Штопор

Штопор – некерований рух літака по спіральній траєкторії малого радіуса на закритичних кутах атаки. У штопор може увійти будь-який літак, як по бажанню льотчика так і мимовільно при помилках льотчика при пілотуванні.

Існує два види штопору:

- Нормальний (прямий);
- Зворотній (перевернутий).

По режиму усталеного обертання штопор поділяється на крутий (нахил фюзеляжу до горизонту становить  $50...70^\circ$ ) та плоский (нахил фюзеляжу становить приблизно  $20...30^\circ$ ). Втрата висоти на крутому штопорі в середньому становить  $100...150$  м за один виток. На плоскому штопорі втрати значно менші та становлять  $50...80$  м. При потраплянні у штопор, при наявності запасу висоти, є великі шанси вивести літак зі штопору. Але, якщо вчасно не зреагувати на ситуацію, та продовжувати розкручувати літак у штопорі, то швидкість обертання буде збільшуватися, на літак починають діяти складні інерційні та гіроскопічні моменти, та літак переходить у плоский штопор, вивід літака з якого, дуже проблематичний. Найбільш схильні к штопору літаки з заднім centruванням, крім того, такі літаки більш складно виводити зі штопору.

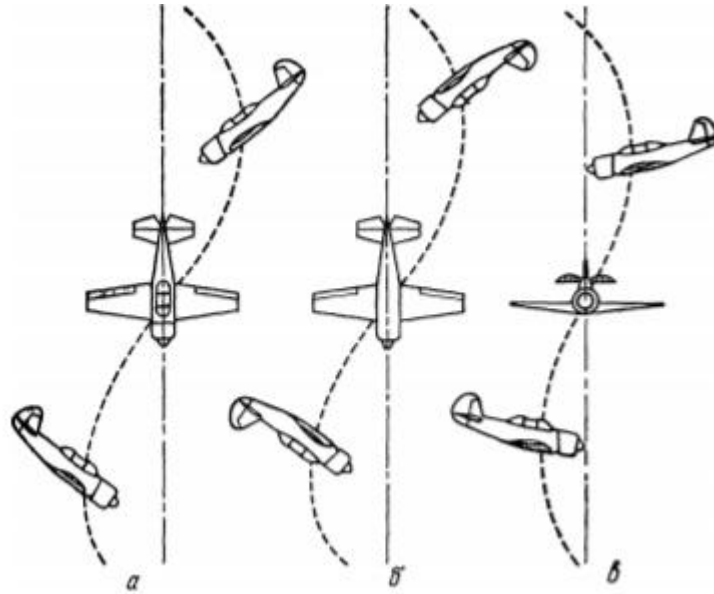


Рис. 1.3 – Штопор літака: а – прямий; б – зворотній; в – плоский

#### 1.4 Флаттер

Флаттер – мимовільне автоколивання аеродинамічних площин з наростаючою амплітудою, які найчастіше призводять до руйнування літака в польоті. Мимовільні помаху крил, вібраційний резонансний вигин крил, або як його ще називають «флаттер» ефект – явище, яке змушує крила та інші ключові компоненти літака безконтрольно вібрувати в польоті. Це явище відбувається через перехід в резонанс сил аеронапружного навантаження середовища з демпфуючими силами, які створюються конструкцією літака. Виникнення цього ефекту робить політ літака неможливим, через загрозу його руйнування.

Перед польотом реального літака, обов'язково прогнозується умови настання флаттер ефекту, який обмежує стійку область польоту (висота та швидкість) у літака. Аналітичне передбачення флаттер ефекту перевіряється на структурній елементній математичній моделі при наземних вібраційних випробувань, а також на аеродинамічній масштабній моделі літака, при випробовуванні її в аеродинамічній

трубі. Після, розрахунки перевіряються та уточнюються шляхом виконання тесту на флаттер ефект при польоті реального літака.



Рис.1.4 – Прояв флаттер ефекту на математичній кінцево-елементній моделі літака

Можливість виникнення флаттер ефекту на новому літаку добре вивчаються. Після аналітичних перевірок та випробувань на землі, переходять до фактичного аналізу флаттер ефекту при льотних тестових випробуваннях. Методично та ретельно, виконуючи тестові випробування на різних висотах та швидкостях польоту, перевіряються та розширюється зона стійкого польоту літака.

### **1.6 Політ на режимах, які перевищують льотні обмеження**

Політ на режимах, які перевищують льотні обмеження. Перш ніж виконувати політ, пілот повинен чітко знати льотні обмеження літака, на якому він мусить виконувати політ. Льотні обмеження можуть бути різноманітними, у різних літаків різні обмеження, наприклад, такі як:

- гранично допустима швидкість літака з колісним (прибраним) шасі;
- максимально допустима швидкість при пілотуванні;
- максимально допустимі експлуатаційні перенавантаження літака з колісними шасі;
- максимально допустима швидкість вітру при зльоті та посадці;
- максимальна злітна маса;
- максимальне відхилення закрилків для зльоту та посадці;
- гранично допустимий кут крену, та інше.

У випадку перевищення льотних обмежень в польоті, необхідно прийняти все можливі заходи для повернення літака в нормальний режим польоту, виконати посадку. На землі необхідно провести заходи, для виявлення причин, через які літак перевищив льотні обмеження, необхідне обстеження літака кваліфікованим персоналом, тільки після цього можливе продовження польотів на цьому повітряному судні, який перевищив льотні обмеження.

### 1.7 Критичні режими при заході на посадку

Декілька критичних ситуацій, при заході на посадку:

- просадка – втрата висоти;
- кабруючий або пікіруючий момент двигунів;
- несприятливі метеоумови.

При виводу літака зі зниження, потрібна для виконання віражу висота  $\Delta H$  може бути значною. У зв'язку з цим, вивід літака зі зниження необхідно починати з таким розрахунком, щоб він був закінчений на безпечній висоті:

$$H = H_0 + \Delta H \quad (1.1)$$

Під просадкою, розуміється втрата висоти  $\Delta H$  від моменту, коли повздожня вісь літака займе горизонтальне положення до моменту, коли літак перейде в горизонтальний політ. При виведенні необхідно враховувати те, що висотомір може запізнюватися в показаннях, а також, враховувати момент збільшення ефективного кута атаки на величину  $\Delta\alpha$  за рахунок вертикальної швидкості  $V_y$ .

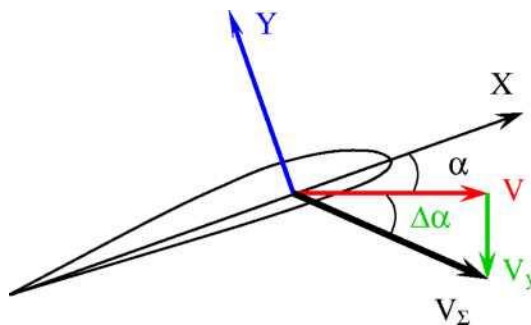


Рис.1.5 – Збільшення кута атаки при виконанні маневру у вертикальній площині

При виконанні маневру з виводу літака зі зниження, не можна допускати ковзання та крен, так як це може призвести до порушення симетричності обтікання літака, виникнення додаткових аеродинамічних моментів, ускладнить пілотування та може викликати втрату швидкості.

Кабруючий або пікіруючий момент, це небезпечний фактор, який створюється двигунами літака, які розташовані вище або нижче відносно центру мас літака.

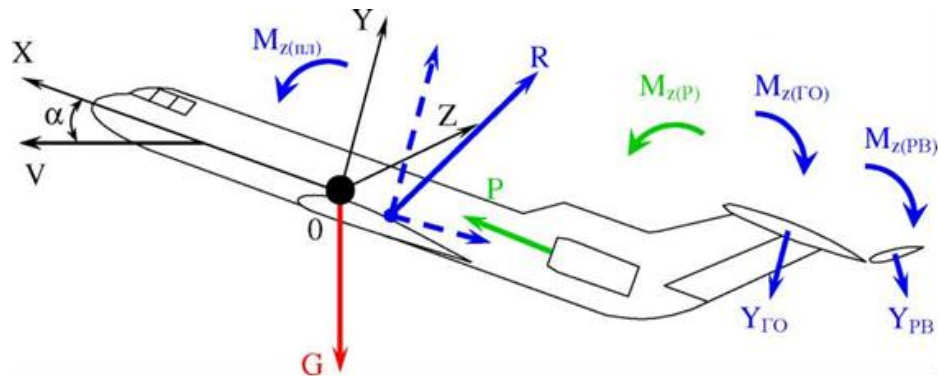


Рис. 1.6 – Сили, що діють на літак та моменти тангажу

Для простоти розуміння, можна уявити, що політ відбувається під дією тяги, сили тяжіння, аеродинамічних сил і їх моментів відносно поперечної осі  $OZ$ , яка проходить через центр мас літака, а рух літака протікає у вертикальній площині, без ковзання та крену.

Так як лінії дії тяги силової установки  $P$  і аеродинамічної сили планера  $R$  в загальному випадку не проходять через центр мас літака, то вони створюють відповідні моменти щодо поперечної осі  $OZ$  зв'язаної системи координат: момент тангажа тяги  $MZ(P)$  і аеродинамічний момент тангажа планера  $MZ(пл)$ . Результуючий момент тангажа, діючий на літак при повздовжньому русі дорівнює:

$$M_z = M_{z(пл)} + M_{z(P)} \quad (1.2)$$

Знаки моментів, кутів, кутових швидкостей і прискорень, відхилень важелів управління визначаються згідно з прийнятим правилом - за позитивні приймають зміни зазначених параметрів, що відбуваються у напрямку годинникової стрілки, якщо дивитися по осі  $OZ$  з центру мас літака.

Негативні моменти, які прагнуть зменшити кут атаки, називаються пікіруючими, а позитивні, які прагнуть збільшити кут атаки, - кабрируючим.

Якщо використовувати поняття фокусу літака і перенести аеродинамічні сили з центру тиску в фокус, додавши аеродинамічний момент тангажу при нульовій підйомній силі  $M_{z0}$ , то отримаємо схему сил і моментів тангажу, наведену на рис.1.7.

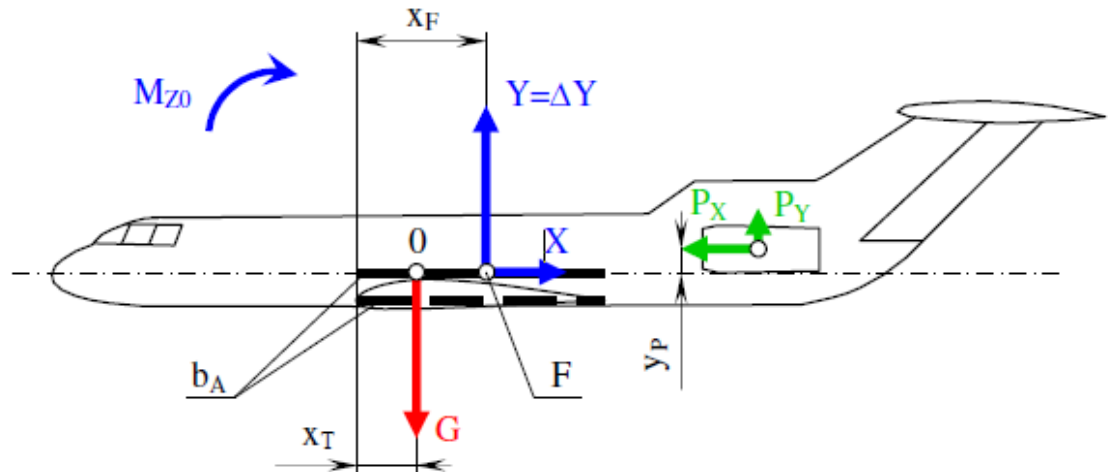


Рис. 1.7 – Схема сил, що діє на літак

Дійсно, при куті атаки нульової підйомної сили  $\alpha_0$  підйомна сила літака  $Y_a = 0$ , на літак діє аеродинамічний момент тангажу (аеродинамічний момент тангажу при нульовій підйомній силі), що дорівнює:

$$M_{z0} = m_{z0} \cdot \frac{\rho \cdot v^2}{2} \cdot S \cdot b_A \quad (1.3)$$

де  $b_A$  - середня аеродинамічна хорда крила літака.

Цей момент створюється силою лобового опору відносно фокусу літака. При будь-якому куті атаки ( $\alpha_0 < \alpha < \alpha_{max}$ ) у фокусі літака з'явиться підйомна сила  $Y_a$ , яка створить аеродинамічний момент тангажу:

$$M_z = M_{z0} + Y(x_F - x_T) \quad (1.4)$$

Таким чином, аеродинамічний момент тангажу літака представляє суму моментів: моменту  $M_{z0}$  не залежного від кута атаки, і моменту  $Y(x_F - x_T)$  створеного приростом підйомної сили  $\Delta Y = Y$  яке виникає при зміні кута атаки і прикладено у фокусі літака.



Відстань від початку проекції  $b_A$  середньої аеродинамічної хорди крила на вісь  $OX$  до центру мас літака, виражене у відсотках довжини  $b_A$ , називається центруванням літака:

$$\overline{x_T} = \frac{x_T}{b_A} \cdot 100\% \quad (1.5)$$

Вказівки, щодо центрування порожнього літака наводиться в його формулярі. Центрування літака, залежить від його маси, кількості пасажирів, кількості ваги багажу пасажирів, маси палива, від того, як розміщені пасажирів та багаж в літаку, в якому положенні знаходяться шасі, та як виробляється в процесі польоту паливо в літаку. Центрування має основний вплив на стійкість та керованість літака.

#### Момент тангажу

$M_{ZX}$ , створюваний повздожньою силою  $X$ , порівняно малий, так як плече сили  $X$  щодо осі  $OZ$  зазвичай невелика. При зміні кутів атаки в льотному діапазоні, сила  $X$  змінює знак і на середніх кутах атаки близька до нуля. Тому прийmemo  $M_{ZX} = 0$ . У зв'язку з цим будемо вважати, що вона прикладена не в центрі тиску, а у фокусі літака. Як показують дослідження, таке перенесення сили  $X$  не вносить істотної помилки в розрахунки повздожньої стійкості і керованості.

Отже, основна частка повздожнього аеродинамічного моменту створюється за рахунок нормальної сили  $Y$ , яка залежить від кута атаки.

Рівнодіюча тяги двигунів  $P$  в загальному випадку не проходить через центр мас літака, тому виникає момент тангажу від тяги  $M_{ZP}$  щодо осі  $OZ$ .

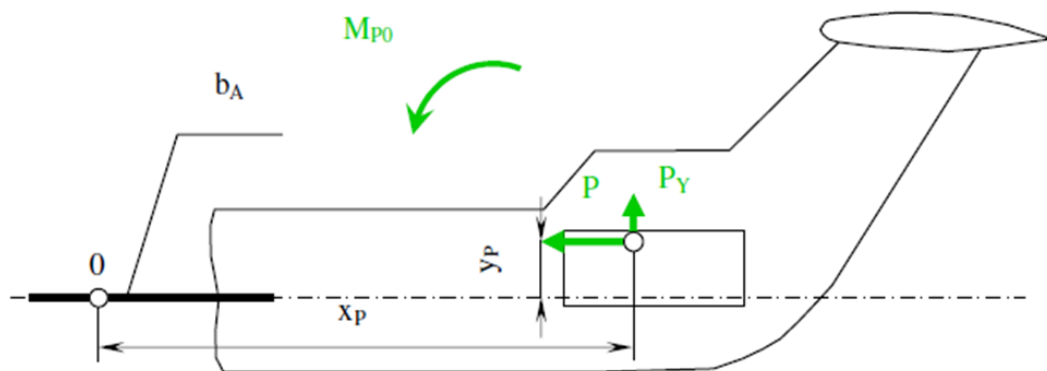


Рис. 1.8 – Складові сили тяги при верхньому розташуванні двигуна відносно центру мас

Момент тангажа сили тяги дорівнює:

$$M_{ZP} = P \cdot y_P + P_Y \cdot x_P \quad (1.6)$$

При верхньому відносно центру мас літака розташуванні рівнодіючої тяги силової установки створюється пікіруючий момент (див. рис. 1.9), при нижньому - кабруючий.

Використовуючи правило знаків стосовно аналізованої схеми літака, отримаємо вираз для результуючого моменту тангажу всіх сил, що діють на літак:

$$M_R = M_{Z0} - Y(x_F - x_T) - M_{ZP} + Y_{Г0} \cdot L_{Г0} + L_{РВ} \cdot L_{Г0} \quad (1.7)$$

Особливу небезпеку несе кабруючий момент, який виникає на літаках з низьким розміщенням двигунів.

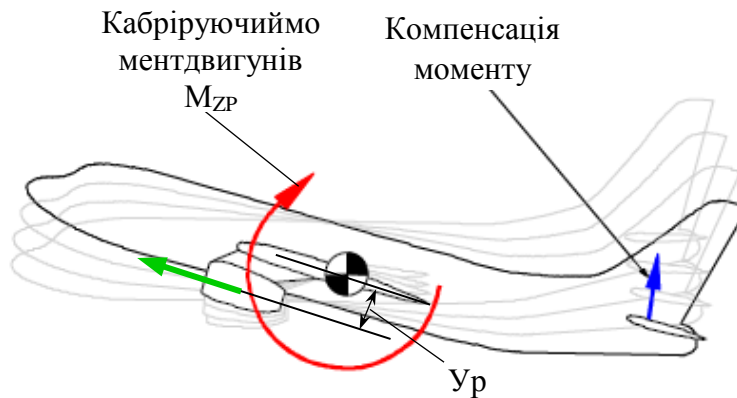


Рис. 1.9 – Кабруючий момент двигунів

При зниженні для посадки, коли режим двигунів встановлений малий польотний, для заходу на друге коло, та якщо в цей момент двигуни перевести на максимальну тягу, то у цьому випадку крім існуючого кута атаки, яке необхідне для зменшення швидкості та збільшені підйомної сили при заході на посадку, додається кут атаки, який створений кабруючим моментом двигунів. Це призводить до перевищення критичного кута атаки, що в свою чергу призводить, до втрати керування та висоти, що дуже небезпечно на малій висоті.

## **Висновок до розділу 1**

Отже, дивлячись на всі приведені випадки критичних режимів польоту, можна зробити висновок, що пілот повинен чітко розуміти з якою технікою він працює, які є особливості в літаку який він пілотує, та чітко знати про льотні граничні параметри літака, перевищуючи які, можна потрапити в приведенні вище критичні ситуації. Щоб наприклад, запобігти виникненню критичної ситуації, при заході на посадку, яка мабуть найбільш небезпечна ситуація, а саме перевищуючи кут атаки та зменшення приладової швидкості менше посадкової, необхідно застосовувати системи попередження про критичні режими польоту, які інформують екіпаж про наближення параметрів польоту до небезпечних значень, даючи їм чітко зрозуміти, що необхідно прийняти запобігаючі дії, для виведення літака на нормальні експлуатаційні параметри, а іноді система взагалі, автоматично обмежує небезпечні параметри.

## **РОЗДІЛ 2**

### **Характеристика сучасних систем попередження про критичні режими польоту**

Система попередження про критичні режими польоту – призначена для формування та видачі на бортові системи відображення інформації про приближення або досягнені границь експлуатаційних допусків повітряного судна на всіх режимах польоту, незалежно від режиму керування літаком ( автоматичний або ручний).

У літаках від різних виробників, встановлені різні системи попередження про критичні режими польоту. Наприклад, існують такі системи:

- для літаків марки «Іл» система «СПКР-85»;
- для літаків марки «Ан» система ІКВСП;

#### **2.1 Система «СПКР-85» для літаків марки «Іл»**

##### **2.1.1 Призначення СПКР-85**

Система попередження критичних режимів польоту СПКР-85 призначена:

- обчислення порогових значень параметрів польоту;
- видачі інформації про порогові значення параметрів польоту до системи електронної індикації;

- формування та видача в інформаційну систему сигналізації, до систем аварійної та електронної індикації попереджувальних сигналів про приближення параметрів польоту до своїх порогових значень;
- формування та видача в систему збору та локалізації відказів інформації про режими роботи та готовності обчислювачів СПКР-85.

Система СПКР-85 забезпечує:

1. Контроль наступних параметрів польоту:

- кут атаки;
- нормального перенавантаження;
- кута крену;
- приладової швидкості;
- відхилення від заданої висоти польоту на ешелоні;
- зміна швидкості та напрямлення вітру на етапах зльоту та заході на посадку, заході на друге коло.

2. Обчислення порогових значень контрольованих параметрів польоту, тобто, кордонів рекомендованих та експлуатаційних допусків цих параметрів з врахуванням запасів на сумарні похибки цих формувань.

3. Видачу у вигляді двозначного коду інформації про порогові значення параметрів польоту в СЄИ.

4. Формування та видачу в КИСС разових попереджувальних сигналів про приближення та досягнення параметрами польоту своїх граничних значень з врахуванням їх пріоритетності, а також видачі в КИСС с ССЛО інформації про готовність та працездатність обчислювачів СПКР-85, в тому числі про справності ліній зв'язку та достовірність інформації, яка поступає у вигляді послідовно двозначного коду з систем-датчиків інформації.

5. Формування та видачу разових команд при перевищенні заданих значень швидкостей та висот.

### 2.1.2 Склад СПКР-85

СПКР-85 складається з двох обчислювальних попереджувальних критичних режимів типу БВУ-6, які однакові між собою та взаємозамінні. При зміні обчислювачів, нові блоки не потребують регулювання та підгонки. Застосування дворазового резервування обчислювачів СПКР-85 підвищує надійність та безпечність експлуатації СПКР-85.

### 2.1.3 Схема зв'язку СПКР з системами КСЦПНО та бортовим обладнанням СПКР-85 приймає наступні параметри:

- від СВС-96:  $\alpha_{\text{тек}}$ ,  $V_{\text{пр}}$ ,  $V$ ,  $M$ ,  $H_{\text{абс}}$ ,  $H_{\text{огн}}$ ,  $P_{\text{впп}}$ ,  $P_{\text{ст}}$ ,  $P_{\text{д}}$ ,  $V_{\text{пр max}}$ ,  $M_{\text{max}}$ ;
- БИНС:  $n_x$ ,  $n_y$ ,  $n_z$ ,  $\gamma$ ,  $\vartheta$ ,  $\Theta$ ,  $W$ ,  $V_{\text{у брн}}$ ,  $V_{\text{у пот}}$ ;
- от РВ-85:  $H_{\text{ист}}$ ;
- ILS/СП:  $\epsilon_k$ ,  $\epsilon_r$ ;
- від пульта керування ПУ-56М обчислювальної системи керування польотом ВСУП:  $H_{\text{зад еш}}$ ;
- від ВСС (значення, які введені з пульта ВСС):  $H_{\text{зад}}$ ,  $V$ ,  $L$ ,  $G$ ,  $P_{\text{потр}}$ ,  $T_{\text{аер}}^0$ ,  $\alpha_0$  впп,  $L_{\text{взл}}$ ,  $L_{\text{до кінця впп}}$ ,  $L_{\text{перерваного польоту}}$ ;
- від тормозної системи 75Т-271, системи переміщення закрилків СПЗ-6, датчиків положення важелів керування двигунами, разові сигнали: про стан гальм, шасі прибрані, закрилки, про положення важелів керування двигунами;
- від комплексної інформаційної системи сигналізації КИСС: про поточний кут відхилення закрилків та передкрилків, про стан основних стійок шасі;
- від системи збору та локалізації відказів ССЛО: при проведенні наземного контролю видає команду на включення СПКР-85 в режим розширеного контролю.

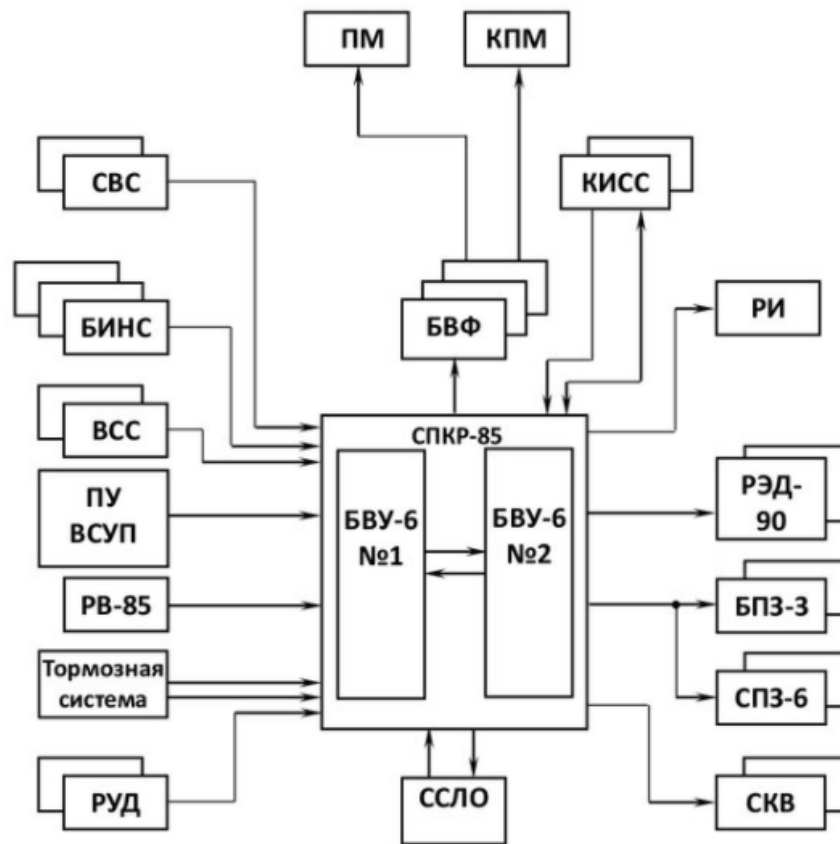


Рис. 2.1 – Схема зв'язку СПКР з системами КСЦІНО та бортовим обладнанням

СПКР-85 видає обчислювальну інформацію в наступні системи:

1. в КИСС:

- для відображення в кадрі «блоки» інформацію про відкази обчислювачів СПКР-85;
- для звукової сигналізації інформацію про досягнення допустимого кута атаки або допустимого максимально чи мінімально нормального перевантаження;

2. в ССЛО:

- для зберігання, відображення та передачі в МСРП інформацію про відмови як обчислювачів СПКР-85, так і взаємодіючих з СПКР-85 систем, включаючи лінії зв'язку СПКР-85 з цими системами;

3. до речового інформатору АЛМАЗ-УП, який відтворює мовні повідомлення:

- «швидкість мала»;
- «швидкість велика»;
- «відхилення від ешелону»;
- «крен великий»;
- «зсув повітря»;
- разові команди про перевищення заданих значень швидкостей та висот:
- барометрична висота  $H_b \geq 8000$  м в СКВ 6510;
- приладова швидкість  $V_{пр} \geq 400$  км/ч в блоки БПЗ-3 та в СПЗ-6;
- приладова швидкість  $V_{пр} \geq V_1$  в РЕД-90;
- шляхова швидкість  $V_{шлях} \geq 260$  км/ч в 75Т-271 (тормозна система)
- шляхова швидкість  $V_{шлях} \geq 60$  км/ч в 75Т-271 та РЕД-90.
- до СЕИ, яка відображає на своїх індикаторах приймаючу інформацію:
- максимально та мінімально допустиму приладову швидкість;
- про перевищення максимально допустимої приладової швидкості;
- приладова швидкість менше мінімально допустимої швидкості;
- допустимий кут атаки;
- про досягнення допустимого кута атаки;
- максимально допустиме нормальне перенавантаження;
- про допустиме максимальне чи мінімальне нормальне перевантаження;
- про досягнення допустимого максимального чи мінімального нормального перенавантаження;
- крен лівий чи правий великий;
- про недопустиме відхилення від ешелону  $60\text{м} < \Delta H_{еш} < 150\text{м}$ ;
- про небезпечне відхилення від ешелону  $\Delta H_{еш} > 150\text{м}$ ;
- про приближення до заданого ешелону  $60\text{м} < \Delta H_{еш} < 150\text{м}$ ;
- про вихід на заданий ешелон  $\Delta H_{еш} < 60\text{м}$ ;
- про величину «здвиг вітру» більше допустимого значення;
- про величину «здвиг вітру» більше критичного значення;



- про відказ обчислювачів СПКР-85.

Крім того, БВФ СЕИ транслюють призначену для запису на МСРП інформацію від СПКР-85.

### 2.1.3 Режими роботи СПКР

Робота. Передпольотна підготовка СПКР-85 до роботи полягає в проведенні контролю справності в рамках ПНО, вводу та контролю вихідних даних через ВСС.

При нормальній роботі СПКР-85 формує ознаки готовності без повідомлення екіпажу. Ознака неготовності СПКР-85 до зльоту поступає в КИСС для відображення в кадрі «блоки».

На виконуючому старті виконується періодичний контроль стану обчислювачів, за допомогою вбудованих засобів контролю.

На повітряній ділянці зльоту, при заході на посадку та при заході на 2-е коло СПКР-85 формує:

- величину допустимого кута атаки  $\alpha_{\text{доп}}$ ;
- величини максимально допустимого та мінімально допустимого перенавантаження  $n_{y \text{ макс}}$  та  $n_{y \text{ мин}}$ ;
- величину максимально допустимої приладової швидкості  $V_{\text{макс}}$ ;
- величину мінімально допустимої приладової швидкості  $V_{\text{мін}}$ ;
- величину  $\gamma_{\text{доп}}$ ;
- величини сильного та помірною здвигу вітра  $\sigma_{\text{св кр}}$  та  $\sigma_{\text{св доп}}$ ;
- признаки досягнення параметрами польоту своїх порогових значень.

Режими «Зліт», «Посадка», «Захід на 2е коло».

Величини  $\alpha_{\text{доп}}$ ,  $V_{\text{макс}}$ ,  $V_{\text{мін}}$ ,  $\gamma_{\text{доп}}$  відображаються на відповідних шкалах КПИ. При досягненні куту атаки та перенавантаження своїх допустимих значень  $\alpha_{\text{доп}}$ ,  $n_{y \text{ макс}}$  або  $n_y$

$V_{\min}$  на КПИ №1 та №2 з'являються миготлива стрілка червоного кольору над індексом поточного кута атаки та підписи червоного кольору 3 та 1 « $\alpha$  межа» та « $\alpha_y$  межа», звучить тональний сигнал ГАИ.

При досягненні приладової швидкості значення максимальної приладової швидкості  $V_{\max}$  на КПИ №1 та №2 з'являється миготлива стрілка 5 червоного кольору над лічильником приладової швидкості та приходить мовне повідомлення «швидкість велика».

При досягненні приладової швидкості значень мінімальної приладової швидкості  $V_{\min}$  на КПИ №1 та №2 з'являється миготлива стрілка 9 жовтого кольору під лічильником приладової швидкості та приходить мовне повідомлення «швидкість мала».

При досягненні кутом крену свого допустимого значення  $\gamma_{\text{доп}}$  на КПИ №1 та №2 з'являється миготлива стрілка жовтого кольору біля верхнього індексу «вертикаль літака» та приходить мовне повідомлення «крен великий».

При потраплянні літака в помірний зсув вітру на КПИ з'являється підпис 13 жовтого кольору «вітер», блимає стрілка 9 жовтого кольору під лічильником приладової швидкості.

При потраплянні літака в сильний зсув вітру на КПИ з'являється підпис червоного кольору «зсув вітру», блимає стрілка червоного кольору під лічильником приладової швидкості.

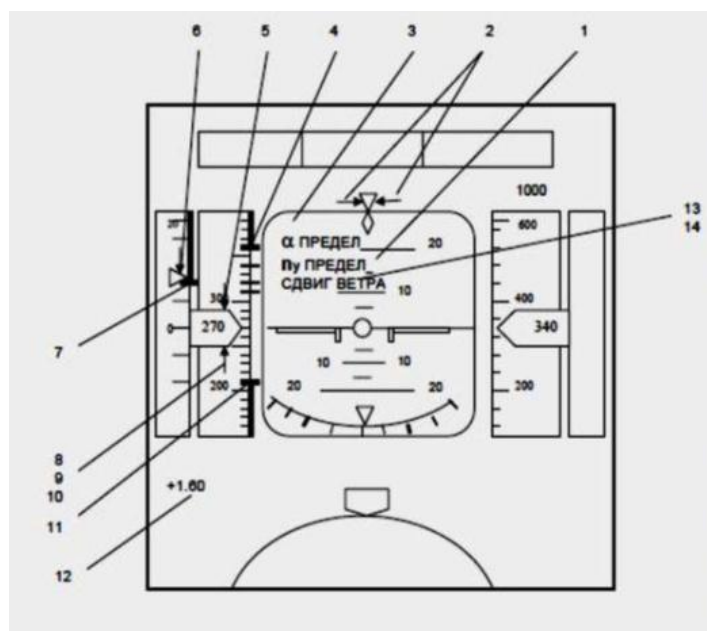


Рис. 2.2 – Індикація КПИ при режимах «Зліт», «Посадка», «Захід на 2е коло»

Режим «політ по маршруту».

При польоті по маршруту формуються наступні ознаки:

- про приближення до заданої висоти польоту на ешелоні;
- про вихід на задану висоту польоту на ешелоні;
- про недопустиме відхилення від заданої висоти польоту на ешелоні;
- про небезпечне відхилення від заданої висоти польоту на ешелоні.

При підході до заданого ешелону в ручному або автоматичному режимі в зоні, яка обмежена відхиленням  $150 \pm 60$ м від заданої висоти ешелону на КПИ №1 та №2 лічильник заданої висоти ешелону розміщується в миготливу рамку 13 блакитного кольору (до входу в зону висоти ешелону 60м). При вході в зону висоти ешелону 60м та при польоті на висоті ешелону ( в межах 60м) лічильник заданої висоти ешелону зникає.

При відхиленні від висоти ешелону більше 60м (але не більше 150м), рамка лічильника поточної висоти забарвлюється в жовтий колір та блимає, лічильник

заданої висоти ешелону з'являється, звучить мовне повідомлення «відхилення від ешелону».

При відхиленні від висоти ешелону більше 150м лічильник заданої висоти ешелону розміщується в миготливій рамці жовтого кольору, рамка лічильника поточної висоти, яка пофарбована в жовтий колір, продовжує блимати.

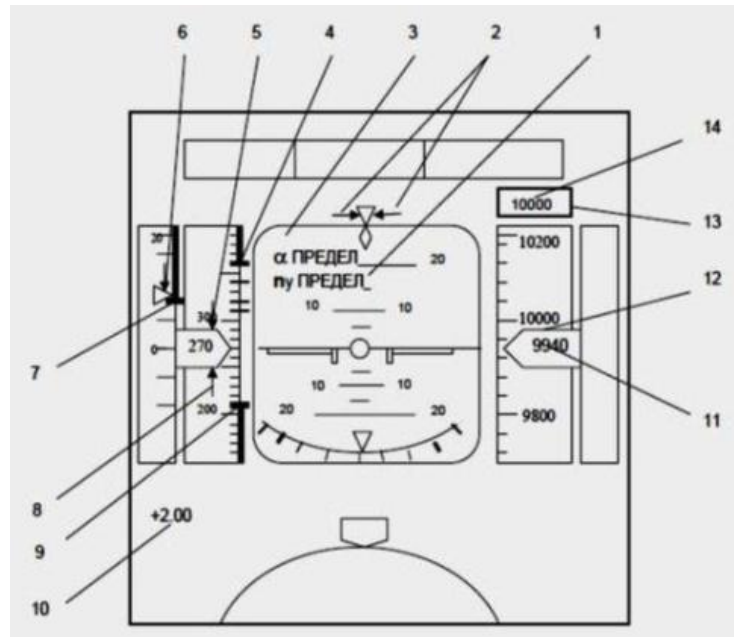


Рис 2.3 – Індикація КПИ на режимі роботи «Політ по маршруту»

Режим роботи «Контроль».

При відмові обчислювача СПКР-85 або функції контролю будь-якого параметра, зникає відповідна індикація граничних параметрів на відповідному КПИ.

Також в кадрі «блоки» КИСС по виклику видається інформація про відмову обчислювачів СПКР-85.

Контроль за функціонуванням власних елементів систем, а також перевірку достовірності приймаючих від інших систем інформацій, забезпечується вбудованою системою контролю СПКР-85. Передпольотна підготовка СПКР-85 до роботи полягає в

проведені контролю справності в рамках ПНО, вводу та контролю вихідних даних через ВСС.

При нормальній роботі СПКР-85 формує ознак готовності без повідомлення екіпажу. З метою збільшення глибини перевірок системи після заміни блоків, які відмовили, на землі задіюється режим розширеного контролю за допомогою ССЛО.

Перевірка правильності проходження тестових сигналів СПКР на МСРП при тест-контролі від ССЛО повинна здійснюватися відповідно з переліком цих сигналів.

## 2.2 Система ІКВСП-148 для літаків Ан-148

### 2.2.1 Призначення ІКВСП-148

Інформаційний комплекс висотно-швидкісних параметрів ІКВСП-148 призначений для вимірювань, обчислень, формування та видачу в систему екранної індикації та в бортові системи, цифрової інформації:

- про поточні значення висотно-швидкісних параметрів з реалізацією закону компенсації аеродинамічних похибок приймачів повітряного тиску, як функції числа  $M$ ;
- про кути атаки та нормальне перенавантаження літака;
- про максимально допустимі значення параметрів;
- про температуру зовнішнього повітря;
- для формування попереджувального сигналу про приближення до гранично допустимого кута атаки та видачі його на МТШ.

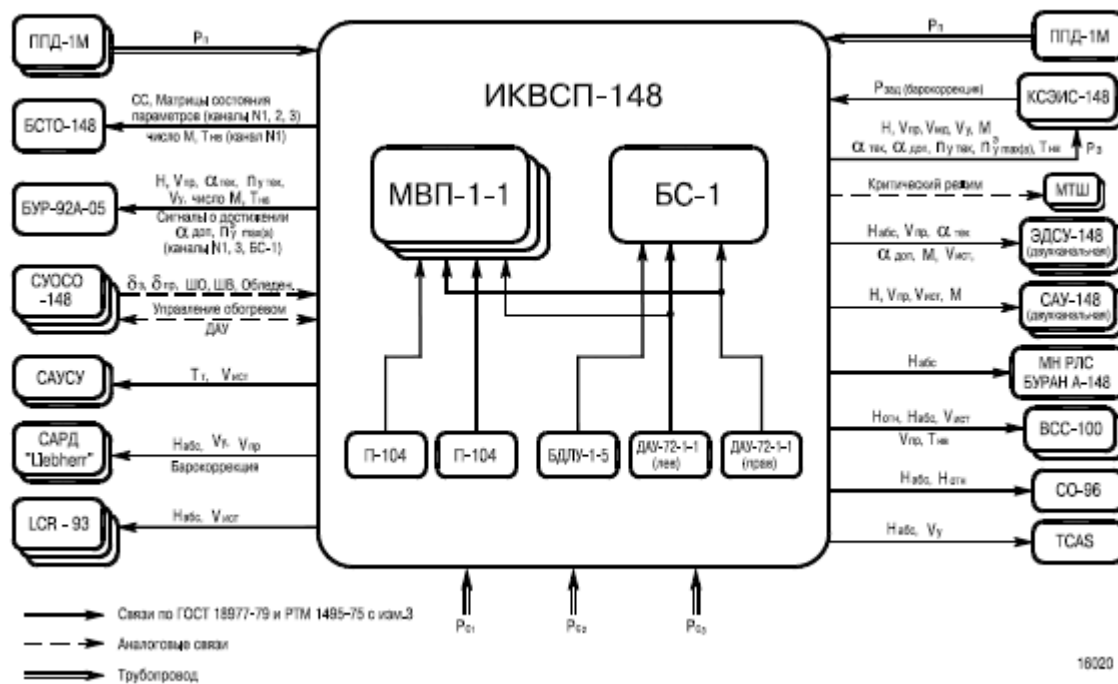
Комплекс забезпечує вимірювання, обчислення та формування наступних параметрів:  $H_{\text{абс}}$ ,  $H_{\text{отн}}$ ,  $V_{\text{пр}}$ ,  $V_{\text{мд}}$ ,  $V_{\text{МО}}$ ,  $V_{\text{FE}}$ ,  $V_{\text{LO}}$ ,  $V_{\text{LE}}$ ,  $V_{\text{ист}}$ , число  $M$ ,  $P_{\text{дин}}$ ,  $P_{\text{повн}}$ ,  $\alpha_{\text{мест}}$ ,  $\alpha_{\text{сигн}}$ ,  $V_y$ ,  $t_{\text{нв}}$ ,  $t_T$ ,  $n_{y \text{ тек}}$ ,  $n_{y \text{ max(a)}}$ .

Комплекс являє собою багатоканальну інформаційну обчислювальну систему, в склад якої входять наступні системи та блоки:

- три модуля повітряних параметрів МВП-1-1;

- блок сигналізації БС-1;
- два датчика аеродинамічних кутів ДАУ-72-1-1;
- блок датчика лінійних прискорень БДЛУ1-5;
- два датчика температури гальмування П-104.

Електроживлення ІКВСП виконується постійним струмом напругою 27В, та змінним струмом напругою 115В.



Р  
ис. 2.4  
—  
Структ  
урна  
схема  
ІКВСП

3

метою

підвищення надійності до складу комплексу введено три модуля повітряних параметрів МВП-1-1, які працюють паралельно, що забезпечує видачу споживачам достовірної інформації про аеродинамічні параметри.

МВП призначений для неперервного вимірювання та видачі інформації про висото-швидкісні параметри  $H_{абс}$ ,  $H_{отн}$ ,  $V_y$ ,  $V_{пр}$ ,  $V_{мд}$ ,  $V_{ист}$ , число  $M$ ,  $P_{дин}$ ,  $P_{повн}$ ,  $\alpha_{мест}$ ,  $\alpha_{сигн}$ ,  $t_{нв}$ ,  $t_T$ , а також неперервного автоматичного контролю власної працездатності.

МВП приймає статичний та повний тиск, перетворюючи їх значення в електричні сигнали, вираховує та видає споживачам інформацію про висотно-швидкісні параметри по двом незалежним лініям у вигляді послідовного коду.

МВП складається з чутливих елементів статичного та повного тиску і плати електроніки. На лицевій стороні модуля розташовані два штуцери «Р<sub>с</sub>» та «Р<sub>п</sub>», два тримача запобіжників, клема металізації, два електричних роз'єму, а також світлосигналізатори.

Для виміру, обчислення та видачі споживачам сигналів про кути атаки, нормальне перенавантаження, видачу сигналу на МТШ при виході літака на  $\alpha_{кр}$ , а також неперервного автоматичного контролю власної працездатності, встановлений блок сигналізації БС.

На передній панелі блоку розташована світлосигналізація, яка сигналізує про:

- «ОШ» - про обтиснутому положенні шасі;
- «ШАСІ» - про випущене положення шасі;
- «1» - про відмову БС;
- «2» - про відмову УАПК;
- «3» - про відмову ДАУ лівого борту – при наявності сигналу «обмерзання»;
- «4» - про відмову ДАУ правого борту – при наявності сигналу «обмерзання»;
- «5» - про відмову  $n_y$  від LCR;
- «7» - про відмови систем вбудованого контролю висоти.

Блок БС пов'язаний інформаційними цілями з трьома модулями МВП-1-1, двома датчиками аеродинамічних кутів ДАУ-72-1-1, системою LCR.

Блок БС-1 має два канали видачі інформації в цифровому коді. Канали забезпечують видачу всіх розв'язуваних комплексом параметрів на контрольний об'єднувач об'єкту та для запису бортовим пристроєм реєстрації (БУР-92А) параметрів польоту.

Вихідними сигналами для БС-1 є:

- кут атаки, який поступає з ДАУ лівого та ДАУ правого у вигляді відносних опорів потенціометра;
- нормальне прискорення, яке поступає з системи LCR у вигляді послідовного біполярного, з швидкістю передачі  $100\text{кГц} \pm 1\%$  та адресою 333<sub>(8)</sub>;
- разові команди;

Датчик аеродинамічних кутів ДАУ, призначений для вимірювання місцевого кута атаки, тобто який визначається напрямом потоку та поздовжній віссю, та видачою сигналу у вигляді напруги постійного струму, пропорційного цьому куту, в БС та кожний з МВП по роздільним каналам.

Датчики ДАУ-72-1-1 розміщуються по обидві борта об'єкту – лівому та правому. Обидва датчики ДАУ електрично зв'язані з блоком БС-1, модулями МВП-1-1 та видають в БС-1 и МВП-1-1 сигналу справності та параметри місцевого кута атаки.

Блок БС-1 видає в ДАУ разову команду +27В ввімкнення електромагнітної муфти, а також електроживлення по колу постійного струму напругою 27В для формування сигналу справності.

Датчик температури гальмування П-104 призначений для виміру температури  $T_T$  гальмування зустрічного потоку зовнішнього повітря та видачі електричних сигналів, пропорційних цієї температурі, до МВП №1 – від лівого датчика, в МВП №2 – від правого та в МВП №3 – від лівого датчика.

Вимірювальні обмотки датчика П-104 підключені до відповідних вхідним ланцюгам модуля МВП-1-1. Оскільки омичний опір вимірювальних обмоток функціонально пов'язаний з температурою гальмування  $T_T$  то вимір величини опору вимірювальних обмоток дозволяє обчислити значення температури  $T_T$ , а також коефіцієнти, необхідні для обчислення температури зовнішнього повітря  $T_{\text{нв}}$  та істинної швидкості  $V_{\text{іст}}$ .

Блок датчика лінійних прискорень БДПУ призначений для вимірювання лінійних прискорень, які діють на його обчислювальні осі, з видачою сигналу у вигляді напруги



постійного струму, пропорційному поточному значенню нормального прискорення в БС.

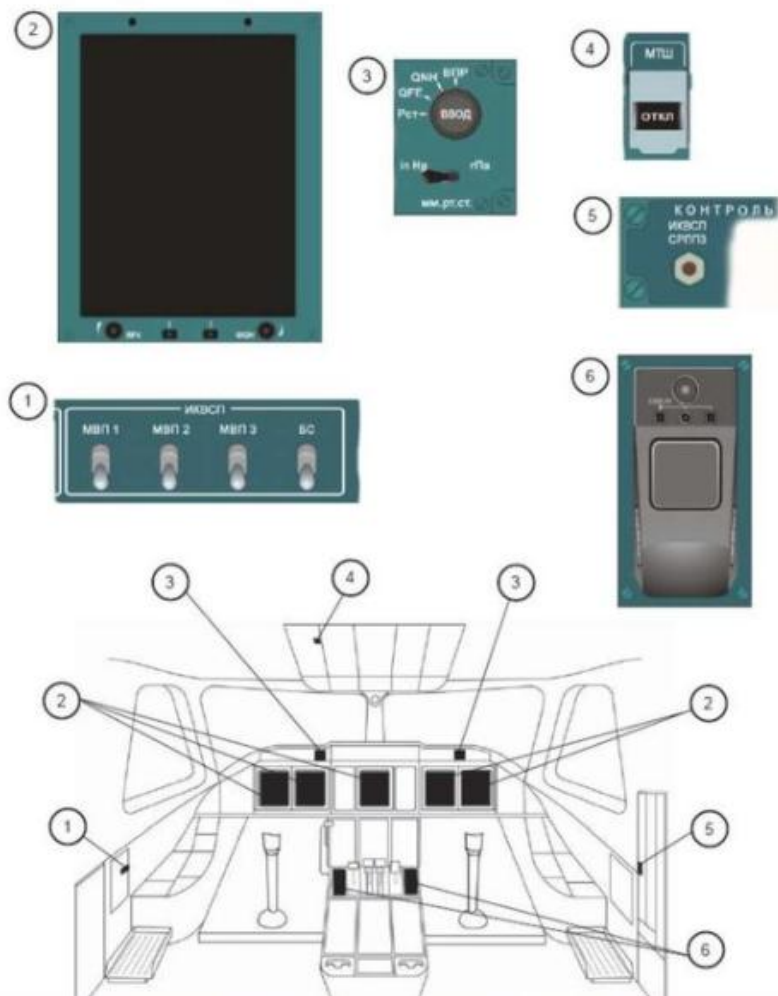


Рис. 2.5 – Органи керування та контролю ИКВСП: 1) Лівий пульт. Панель вимикачів; 2) Індикатори КСЕІС; 3) Козирок приладової дошки. Пульт ПУІ; 4) Верхній пульт. Щиток ЕДСУ; 5) Пульт передпольотної підготовки; 6) Пристрій керуванням курсом.

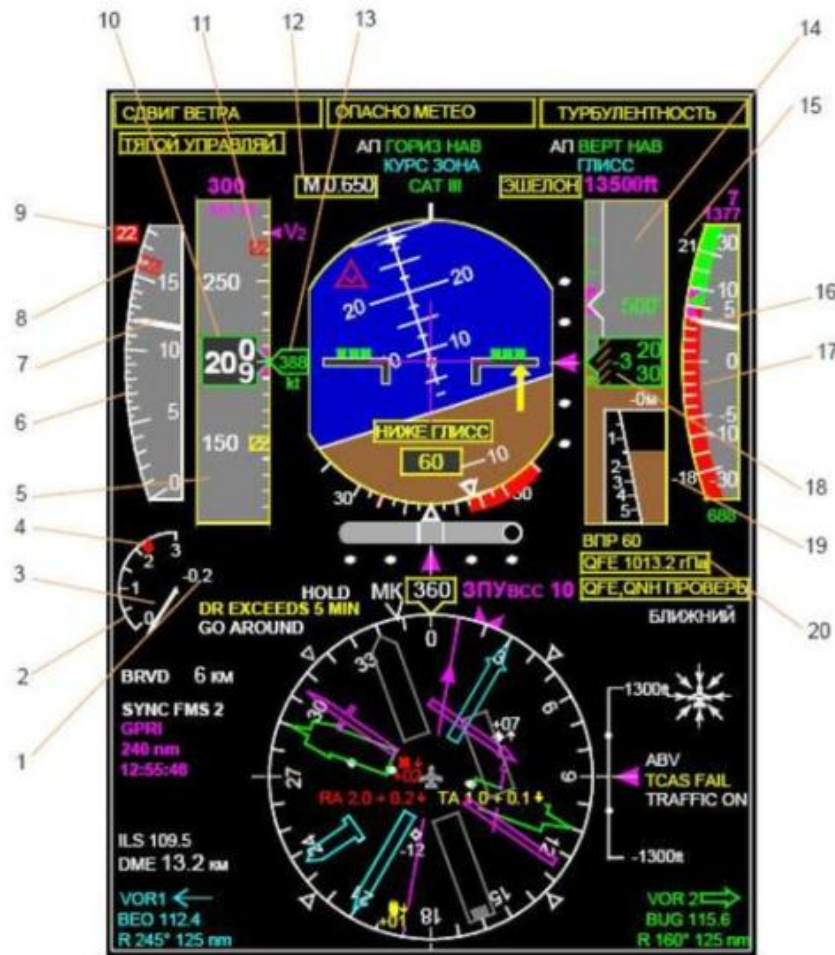


Рис. 2.6 – Повідомлення, які виводяться на індикатор та їх звуковий супровід: 1) Лічильник вертикального перенавантаження; 2) Шкала вертикального перенавантаження; 3) Вказівник вертикального перенавантаження; 4) Індекс граничного вертикального перенавантаження; 5) Шкала приладової швидкості; 6) Шкала кутів атаки; 7) Вказівник кута атаки; 8) Індекс граничного кута атаки; 9) Лічильник кутів атаки; 10) Лічильник приладової швидкості; 11) Індекс максимальної приладової швидкості; 12) Лічильник числа М; 13) Лічильник приладової швидкості для режиму «Брит»; 14) Шкала барометричної висоти; 15) Лічильник позитивної вертикальної швидкості; 16) Вказівник вертикальної швидкості; 17) Шкала вертикальної швидкості; 18) Лічильник барометричної висоти; 19) Лічильник відмінної вертикальної швидкості; 20) Формуляр барометричного тиску

### **3 Залежність льотних характеристик літаків від параметрів польоту, що можуть привести до настання критичних режимів**

Для сучасних літаків, характерним є велике число різних льотних та інших експлуатаційних обмежень. Ці обмеження вказуються під конкретний тип літака та визначають граничні режими польоту, також вказуються характеристики літаків, які впливають на параметри польоту, які пілоту також необхідно знати, для того, щоб при пілотуванні не допустити виходу літака на критичні режими польоту.

З всіх найбільш небезпечних та важких критичних режимів для льотчика є критичні по куту атаки режими – звалювання та штопор. Основною небезпекою є звалювання с послідуєчим переходом в штопор. Вірогідність звалювання або штопору залежить від ряду постійних та випадкових факторів. Вона сильно змінюється в залежності від того, як експлуатується літак, від типу на призначення літака.

Мимовільний вихід літака на критичні по куту атаки режими можуть виникнути більш за все в таких випадках: при грубих помилках пілотування на великих кутах атаки; при польоті з великими кутами ковзання та крену; при відмові авіаційної техніки.

Для надійного застереження мимовільного попадання літака в критичні режими польоту проводяться різні конструктивно-аеродинамічні заходи, застосовуються сигналізатори які попереджають пілота про приближення до критичних режимів, встановлюються льотні обмеження та розробляються спеціальні методи пілотування.

Вихід за гранично допустимі льотні характеристики можуть призвести до звалювання, штопору, руйнування літака, відмови двигунів, систем, обладнання. Льотчики повинні строго виконувати політ на дозволенних режимах для конкретного літака. Для забезпечення безпеки польоту існують основні параметри цих режимів: граничні приладові швидкості, швидкісні напори, числа  $M$ , кута атаки.

Приладова швидкість та число  $M$ , які характеризуються граничними режимами польоту, називають граничними. Розрізняють мінімальні та максимальні граничні швидкості.

Мінімальною граничною швидкістю польоту  $V_{\min \text{ пред}}$  називається найменша допустима в нормальній льотній експлуатації літака приладова швидкість при певній висоті польоту, льотної конфігурації, льотній ваги літака та режимах роботи двигуна. Аналогічно визначається мінімальне граничне число  $M$ , тобто  $M_{\min \text{ пред}}$ .

Зазвичай для усталеного прямолінійного горизонтального польоту без крену та ковзання в якості мінімальної граничної швидкості приймається мінімально допустима швидкість  $V_{\min \text{ доп}}$ . Вона визначається як швидкість польоту на заданій висоті при гранично допустимих в нормальній льотній експлуатації літака значеннях коефіцієнта підйомної ваги  $C_{y \text{ доп}}$ .

Гранично допустимий  $C_{y \text{ доп}}$  – це найбільш дозволений в нормальній льотній експлуатації коефіцієнт підйомної сили (кут атаки), при якому забезпечується безпека польоту на великих кутах атаки. При виході на  $C_{y \text{ доп}}$  повинні виконуватись такі умови:

- 1) повинні бути запаси по куту атаки відносно кута атаки початку звалювання  $\alpha_c$  та по  $C_y$  відносно коефіцієнту підйомної сили початку звалювання  $C_{y c}$ ;
- 2) не виникала тряска, яка могла б загрожувати міцності конструкції або яка викликає самовільні коливання;
- 3) зберігалась прийнятна керованість літака, умови роботи силової установки та систем літака;
- 4) спрацьовувала сигналізація, яка має попереджувала льотчика про приближення до звалювання або про інші небезпечні явища, які визначаються  $C_{y \text{ доп}}$ .

Максимально граничною швидкістю польоту називається найбільша допустима в нормальній експлуатації літака приладова швидкість на даній висоті польоту при даних польотних конфігураціях та ваги літака, режимі роботи силової установки та інше.

Максимальним граничним або просто граничним числом  $M_{\text{гран}}$  називається найбільше допустиме в нормальній льотній експлуатації літака число  $M$  польоту на

даній висоті, при даних польотних конфігураціях, польотній вазі, центруванні літака, режиму роботи двигунів та інше. Величини  $M_{\text{гран}}$  для сучасних літаків вибирають зазвичай з таким розрахунком, щоб зберігалась достатня стійкість та керованість, виключався появ небажаних особливостей в поведінці та пілотуванні літака.

Різниця між максимальною граничною швидкістю (числом  $M_{\text{гран}}$ ) та максимальною швидкістю (числом  $M_{\text{мах}}$ ) полягає в тому, що  $V_{\text{гран}}$  ( $M_{\text{гран}}$ ) можна досягнути при будь-якому режимі польоту и при будь-якому режимі роботи силової установки, а  $V_{\text{мах}}$  ( $M_{\text{мах}}$ ) тільки в режимі усталеного горизонтального польоту при роботі двигунів на режимі найбільшої тяги.

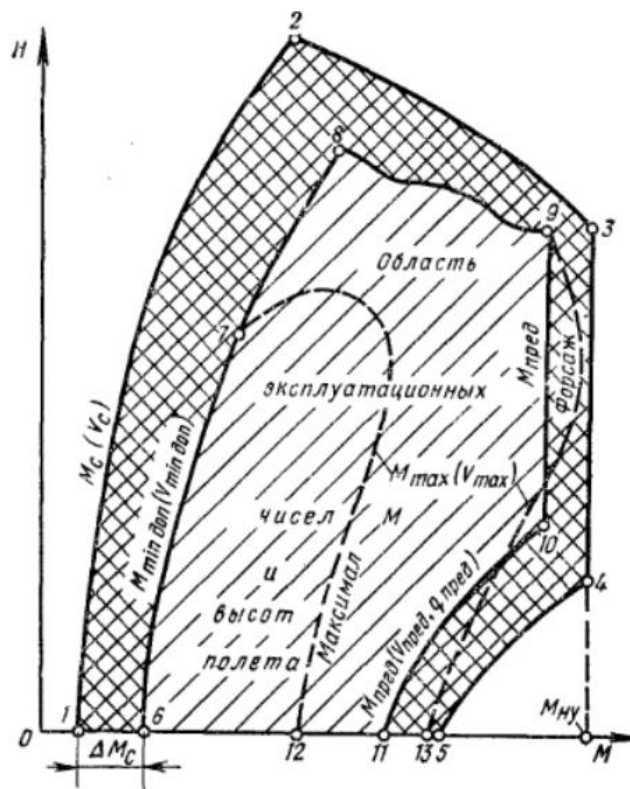


Рис. 3.1 – Залежності швидкостей та чисел  $M$  від висоти польоту

Одним з найбільш важливих льотних обмежень для літаків є обмеження по куту атаки. Це обмеження визначає діапазон експлуатаційних кутів атаки даного літака. Ще на стадії проектування аеродинамічних характеристик та експлуатаційні режими

польоту вибирають так, щоб вірогідність мимовільного виходу літака за межі допустимих кутів атаки була найменшою. З цією ж метою, літак обладнується сигналізаторами, які попереджують про приближення до звалювання.

### 3.1.1 Залежність підйомної сили від факторів, що її утворюють

Підйомна сила— складова аеродинамічної сили, перпендикулярна вектору швидкості руху тіла в потоці рідини або газу. Підймальна сила виникає внаслідок несиметричності обтікання тіла потоком. Відповідно до закону Бернуллі, статичний тиск середовища в тих місцях, де швидкість потоку вища, буде нижчим, і навпаки. Ця різниця тисків і породжує підймальну силу.

Коефіцієнт підйомної сили— безрозмірна величина, що характеризує підймальну силу крила певного профілю при відомому куті атаки. Зазвичай коефіцієнт визначається експериментально в аеродинамічній трубі, або за теоремою Жуковського.

Формула підйомної сили крила літака:

$$\gamma = C_y \frac{\rho * V^2}{2} * S \quad 3.1$$

де,  $C_y = f(\alpha)$  – коефіцієнт підйомної сили;

$\rho$  – густина потоку повітря;

$V$  – швидкістьнабігаючого потоку;

$S$  – площа крила літака.

### 3.1.1 Залежність підйомної сили від мінімальної швидкості

Дивлячись на формулу (3.1), можна побачити, що підйомна сила змінюється двома параметрами:

- швидкістю відносно повітряного потоку ( $V$ ) (або приладною швидкістю  $V_{пр}$ );
- коефіцієнтом підйомної сили ( $C_y$ ) що являється функцією кута атаки крила ( $\alpha$ ).

Тобто, зменшуючи швидкість польоту літака до  $V_{min}$ , дивлячись на формулу (3.1) та враховуючи криві Жуковського, для підтримання підйомної сили буде

збільшуватись коефіцієнт підйомної сили (кут атаки) до  $C_{y\max}$  після переходу якого відбувається зрив потоку та звалювання літака.

Отже, мінімальна теоретична швидкість польоту  $V_{\min}$  і відповідний їй критичний кут атаки  $\alpha_{\text{кр}}$  характеризується підвищеною небезпечкою, оскільки відбувається поблизу зриву потоку і може виконуватися тільки на літаку з великим запасом тяги і з високою приємністю двигуна.

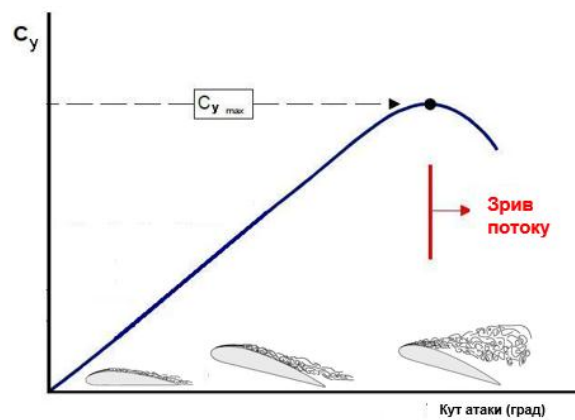


Рис 3.2. – Залежність  $C_y$  від кута атаки

### 3.1.2 Залежність підйомної сили від кута крену

Роблячи маневрування на малій швидкості, дуже небезпечним є крен або крен з ковзанням. Для здійснення криволінійного руху до його центру мас необхідно докласти доцентрову силу  $F_{\text{ц}}$ , яка залежить від маси  $m$ , швидкості  $V$  та радіусу кривизни траєкторії  $r$ :

$$F_{\text{ц}} = \frac{m \cdot V^2}{r} \quad 3.2$$

Виконуючи віраж с креном без ковзання (рис. 3.3 а) доцентрова сила являє собою проекцію підйомної сили на вісь  $Z$ :

$$F_{\text{ц}} = Y \cdot \sin(\gamma) \quad 3.3$$

Виконуючи віраж з креном та ковзанням (рис. 3.3 б) доцентрова сила дорівнює:

$$F_{ц} = Z \cdot \cos(\gamma) + Y \cdot \sin(\gamma) + P \cdot \sin(\beta) \cdot \cos(\gamma) \quad 3.4$$

Віраж з постійним креном без ковзання і з постійною швидкістю, називається правильним. Динамічні рівняння для правильного віражу:

$$P - X = 0, Y \cdot \cos(\gamma) - G = 0, Y \cdot \sin(\gamma) - \frac{G}{g} \cdot \frac{V^2}{r} = 0 \quad 3.5$$

Використавши цю систему рівнянь, можна провести аналіз руху літака при правильному маневрі та розрахувати всі його характеристики.

Перевантаження при маневруванні:

$$n_y = \frac{Y}{G} = \frac{1}{\cos(\gamma)} \quad 3.6$$

Так як  $\cos(\gamma) < 1$ , то нормальне перевантаження при виконанні маневру завжди більше 1, і не залежить від типу літака, і визначається кутом крену (рис.3.4).



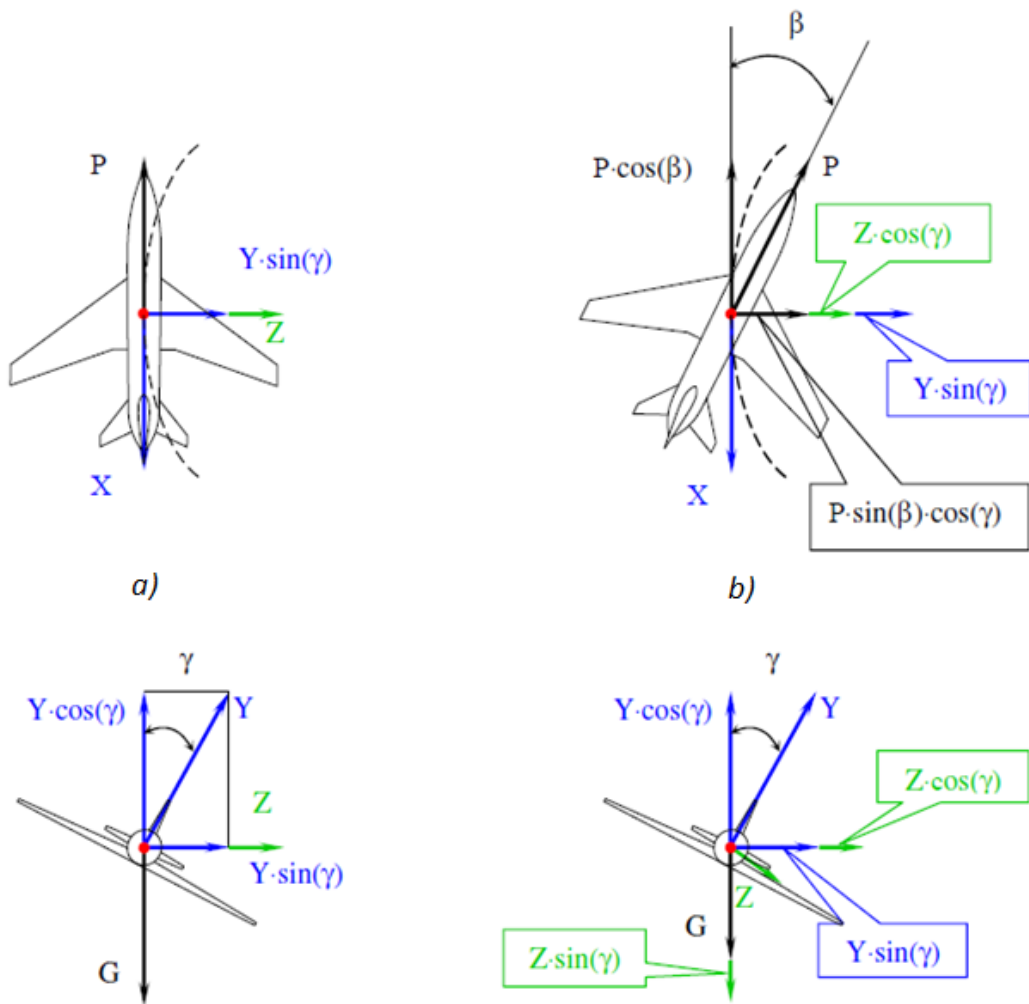


Рис. 3.3 – Схема сил діючих на літак який виконує віраж а) з креном без ковзання; б) з креном і ковзанням на зовнішнє крило

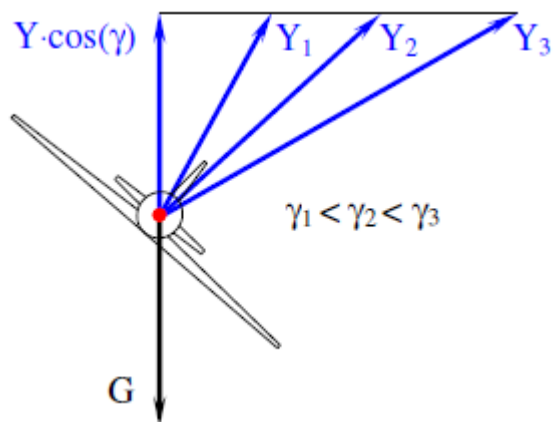


Рис. 3.4 – Вплив кута крену на потрібну підйомну силу літака при правильному віражі

З другого рівняння можна визначити потрібну підйомну силу при віражі:

$$Y_B = \frac{G}{\cos(\gamma)} = G \cdot n_y \quad 3.7$$

Отже, для виконання правильного маневру, підйомна сила повинна перевищувати силу тяжіння в  $n_y$  раз, чим більше кут крену, тим більша підйомна сила, яка необхідна для виконання правильного маневру.

З рівняння підйомної сили отримаємо рівняння швидкості, потрібної для виконання правильного маневру:

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot G \cdot n_y}{C_y \cdot \rho \cdot S}} = V_{\text{гп}} \cdot \sqrt{n_y} \quad 3.8$$

Виходить, що для правильного маневру потрібна швидкість в  $\sqrt{n_y}$  раз більше швидкості горизонтального польоту.

Необхідна тяга двигуна для виконання правильного віражу:

$$P = X = C_x \cdot \frac{\rho \cdot V_B^2}{2} \cdot S = C_x \cdot \frac{\rho \cdot V_{\text{гп}}^2}{2} \cdot S \cdot n_y \quad 3.9$$

або

$$P = P_{\text{гп}} \cdot n_y \quad 3.10$$

Тяга, яка необхідна для виконання маневру, повинна бути більше тяги горизонтального польоту в  $n_y$  раз. Підставивши в рівняння значення тяги, яка необхідна для горизонтального польоту отримаємо іншу залежність для тяги потрібної для виконання віражу:

$$P = \frac{G}{K} \cdot n_y \quad 3.11$$

де  $K$  – аеродинамічна якість.

Граничні маневри для заданої висоти польоту – маневри, що виконуються з мінімально і максимально допустимими швидкостями, максимально допустимими перевантаженнями і розрахованою тягою.

### 3.1.3 Залежність підйомної сили від ваги літака

Навантаження на крило в польоті змінюється в залежності від кількості пального. За допомогою формул можливо виконати розрахунки та дізнатись необхідну швидкість при новій вазі літака. Наприклад, якщо відома швидкість  $V$  при розрахунковій вазі  $G$ , то можливо обчислити потрібну швидкість при новій вазі за допомогою формули:

$$V = \sqrt{\frac{2G}{C_y \cdot \rho \cdot S}}; \quad \text{і} \quad V_1 = \sqrt{\frac{2G_1}{C_y \cdot \rho \cdot S}} \quad 3.12$$

Якщо розділити другий вираз на перший та скоротивши його, отримаємо:

$$\frac{V_1}{V} = \sqrt{\frac{G_1}{G}}; \quad V_1 = V \sqrt{\frac{G_1}{G}} \quad 3.13$$

Тобто, аналізуючи вираз можна побачити, що при зменшенні польотної ваги потрібна швидкість зменшується пропорційно квадратному кореню відношенню ваги літака. Згідно кривих потрібних потужностей для різної ваги літака, можна зробити висновки:

- зі збільшенням польотної ваги діапазон швидкостей зменшується внаслідок зменшення максимальної швидкості і збільшення економічної;
- зі збільшенням польотної ваги зменшується стеля літака внаслідок зменшення надлишку потужності;
- при збільшенні ваги літака його мінімальна посадкова, економна і найвигідніша швидкості збільшуються, максимальна швидкість зменшується через збільшення кута атаки, необхідного для підтримки ваги літака в горизонтальному польоті.

#### 4 Шляхи удосконалення систем попередження критичних режимів польоту

Зазвичай, заходячи на посадку, пілоти приземляються з мінімальної швидкістю, яка у свою чергу не менша за мінімальну еволютивну швидкість, тобто:

$$V_{з.п} \geq 1.3 \cdot V_c \quad 4.1$$

де

$$V_c = \sqrt{\frac{2 \cdot (G - P \cdot \sin \alpha_{кр})}{C_{y_{max}} \cdot \rho \cdot S}} \quad 4.2$$

або

$$V_{з.п} \geq 1.05 \cdot V_{е.п} \quad 4.3$$

де

$V_{е.п}$  – мінімальна еволютивна швидкість посадки;

$V_c$  – швидкість звалювання;

$V_{з.п}$  – швидкість заходу на посадку.

Якщо, збільшувати кут атаки на малих швидкостях, то буде збільшуватись лобовий опір, що в свою чергу, приведе до зменшення швидкості та втраті висоти. Саме тому, при вирівнюванні літака, необхідно збільшити кут атаки для погашення вертикальної та повздовжньої швидкості.

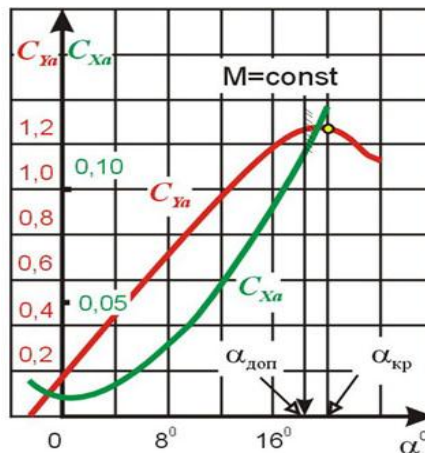
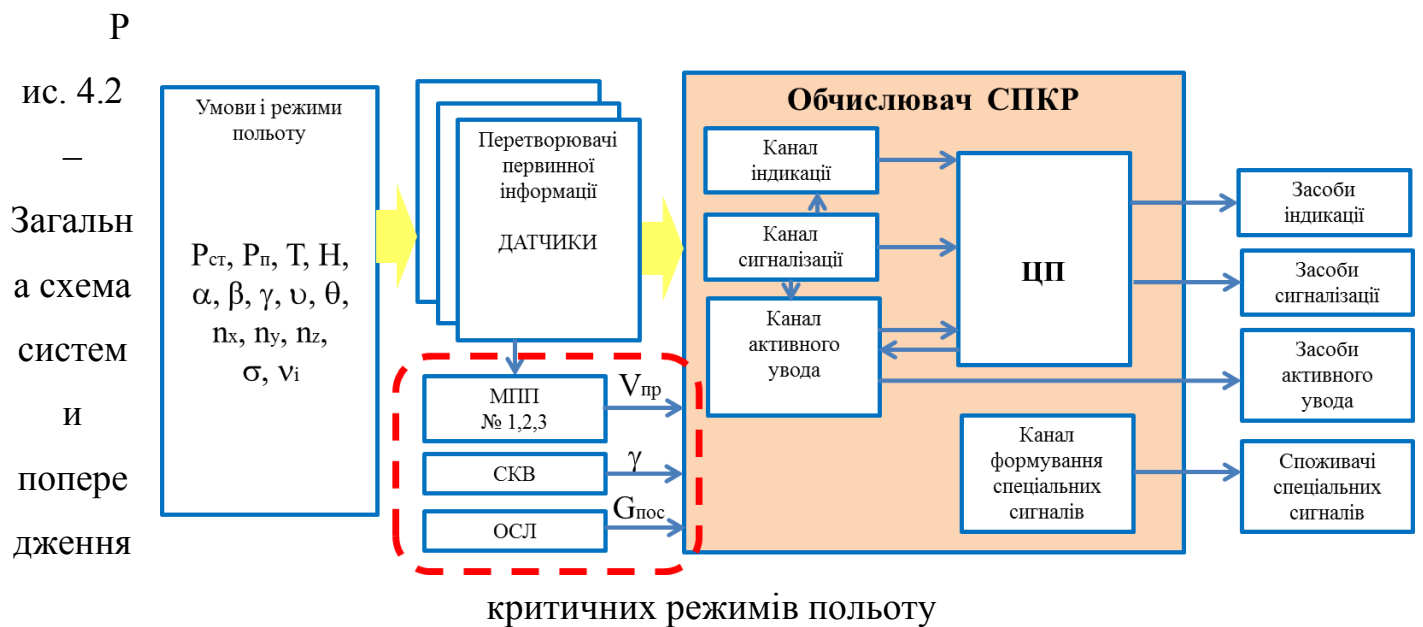


Рис. 4.1 – Залежність  $C_x$  і  $C_y$  від кута атаки літака

При недостатніх навичок та досвіду, пілоти виконуючи політ та попадаючи в критичний режим, коли починається зниження висоти, починають тягнути штурвал на себе для набору висоти. Так як літак потрапив в критичну ситуація, з швидким зниженням висоти, то і швидкість теж критична, збільшуючи кут атаки, пілот збільшує лобовий опір, що в свою чергу спричиняє ще більші втрати швидкості, що призводить до інтенсивної втрати підйомної сили та звалювання літака. Збільшуючи кут атаки до критичних кутів на малих швидкостях, є ризик потрапити в ситуацію, коли трапляється зрив повітряного потоку на верхній частині крила, що різко зменшує коефіцієнт підйомної сили. Наявність кутів крену на невеликих швидкостях та перевищення ваги літака при посадці може привести до виникнення звалювання. Деякі літаки мають запас палива близький до ваги сухого літака, в таких випадках, за період польоту вага літака зменшується майже вдвічі, такі літаки мають обмеження по посадковій вазі, що впливає на зміну еволютивної швидкості та критичних кутів атаки.





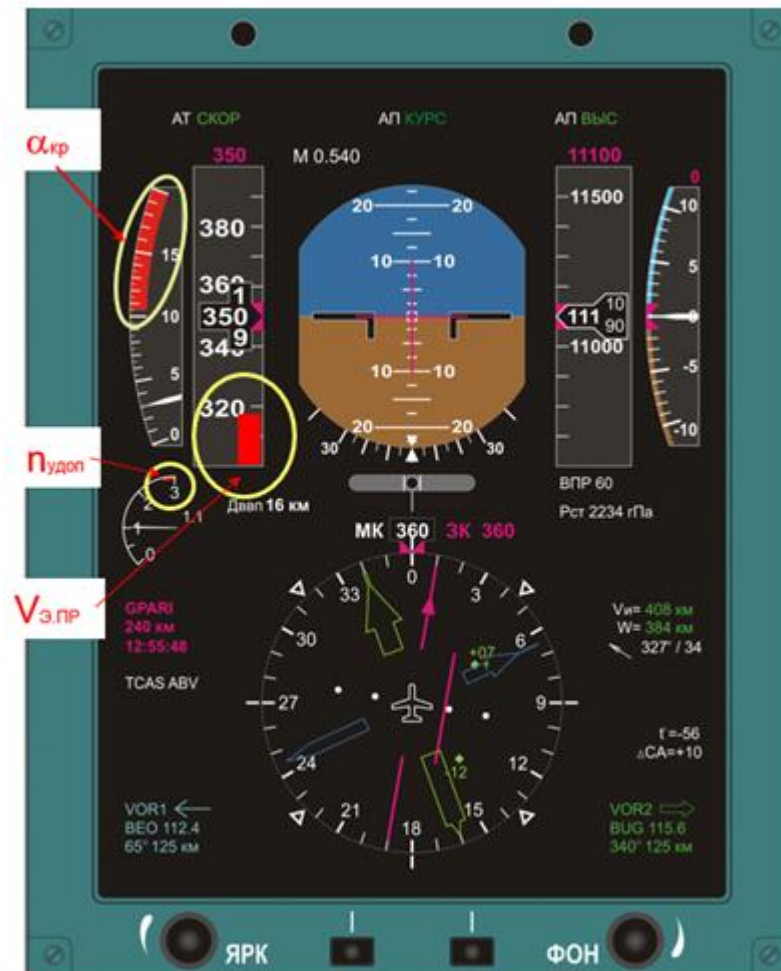


Рис. 4.4 – КІІ з індикацією мінімальної швидкості

Також для збільшення контролю за пілотами, та для запобігання в майбутньому виникнення ситуацій, коли літак перетинає критично допустимі параметри польоту, ввести додаткову можливість відправляти звіт на землю в той час, коли літак потрапляє в критичні параметри польоту. Звіт повинен містити короткі відомості про те, в які саме критичні параметри потрапив літак, які в цей час сигнали видають системи літака, особливо система попередження критичних режимів польоту, в якому положенні працюють органи керування, на якому режимі працює силова установка, перемовини пілотів один з одним, та які дії були виконані для виводу літака з критичного режиму польоту. Це дасть змогу, при закінченні польоту, спеціалістам, зробити аналіз отриманого звіту, для розуміння, що трапилось, та чому літак потрапив до такої ситуації. Якщо це помилка пілотів, то необхідно провести захід, на якому

необхідно визначити придатність пілотів керувати літаком та чи достатньо вона знають, про критичні параметри літака з яким вони працюють та чому саме вони допустили таку ситуацію. Якщо це некоректна робота або відмова систем літака, то необхідно заборонити експлуатацію літака, поки не буде вирішена ця проблема.

Таким чином, введення до складу системи висотно-швидкісних параметрів сигналізації наближення до мінімальної еволютивної приладної швидкості, як функції кута атаки, кута крена, ваги літака та висоти польоту та введення можливості формувати та відправляти одразу після потрапляння літака до критичних режимів польоту, звіту на землю, призведе до підвищення уваги пілотів до аеродинамічних характеристик на малих швидкостях та великих кутах атаки, та дозволить в подальшому, попередити такі критичні ситуації, що в свою чергу буде сприяти підвищенню безпеки польотів повітряних суден.