

**МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ
ФЕДЕРАЦИИ МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ**
(национальный исследовательский университет)

КАФЕДРА 106

«Динамика и управление полетом пилотируемых ЛА»

УТВЕРЖДАЮ
Заведующий кафедрой

_____ А.В. Ефремов

**ЛАБОРАТОРНЫЙ ПРАКТИКУМ ПО ДИНАМИКЕ И
УПРАВЛЕНИЮ ПОЛЕТОМ**

*Научно-исследовательская лаборатория
«Пилотажные стенды и система самолет-летчик»*

Москва
2020 г.

Целью и задачами настоящих практических занятий являются:

- ознакомление студентов с пилотажными стендами, позволяющими осуществлять полунатурное моделирование задач динамики полета,
- ознакомление студентов с методами проведения и обработки результатов экспериментальных исследований задач динамики полета,
- обучение студентов получению и анализу некоторых качественных и количественных показателей, позволяющих оценивать характеристики устойчивости и управляемости самолетов в процессе проведения наземных и летных экспериментов,
- получение студентами навыков управления самолетом.

Результатом наземной подготовки на пилотажных стендах должно стать сокращение времени на адаптацию студентов при выполнении полетов на самолетах авиационного центра МАИ (аэродром «Алферьево») в период прохождения летной практики.

Введение

При появлении первых летательных аппаратов, на которых, по-существу, не было приборов и даже кабины, обучение их управлением и приобретение навыков пилотирования происходило непосредственно в полете методом проб и ошибок, иногда даже ценой жизни пилота. Летчик при управлении самолетом, в основном, руководствовался своими ощущениями, воспринимаемыми органами чувств. По взаимному расположению видимой линии горизонта и частей самолета, по изменению размеров характерных объектов местности, а также по их перемещению он мог судить о высоте, скорости полета и угловом положении самолета относительно земной поверхности; по звуку работающего двигателя он оценивал его исправность и режимы работы, а по «пению» набегающего воздушного потока в расчалках и его шуршанию по обшивке – о скорости полета самолета.

Уже в первые годы существования пилотируемой авиации делались попытки и создавались наземные «обучающие устройства», в основном, балансирного типа, которые помогали летчику развивать навыки и правильные рефлексy для управления летательным аппаратом.



Одно из первых наземных «обучающих устройств»

По мере развития и усложнения авиационной техники при обучении летного состава назрела необходимость наземной тренажной подготовки. В процессе ее проведения летчик (курсант), находясь в кабине реального самолета, «вживался» в интерьер кабины (запоминал месторасположение приборов, рычагов управления, их угловые и линейные перемещения и т.п.), запоминал положение линии горизонта относительно видимых частей самолета (капота) при рулении и разбеге, а при установке самолета в «линию полета» – в горизонтальном полете. Некоторые самолеты, списанные с летной эксплуатации, переоборудовались в наземные балансирные тренажеры и тренажеры для проведения гонок двигателя и отработки руления и пробежек. Приобретенные таким образом навыки позволяли курсантам успешнее осваивать последующие этапы обучения на учебно-тренировочных и боевых самолетах.

Освоение авиацией трансзвуковых и сверхзвуковых скоростей полета привело к переходу на новые аэродинамические компоновки летательных аппаратов, повсеместному использованию реактивной тяги, применению бортовых радиоэлектронных систем различного назначения и систем управления, позволяющих пилотирование летательных аппаратов даже неустойчивых аэродинамических компоновок за пределами физических возможностей летчика по усилиям на рычагах управления.

Естественно, сложившаяся к тому времени система обучения и подготовки летного состава не удовлетворяла как уровню значительно усложнившейся авиационной техники, так и требованиям по безопасности полетов. Во-первых, она стала двухступенчатой – к переучиванию на реактивных самолетах допускались только летчики, прошедшие обучение на поршневых самолетах. А во-вторых, для лучшей адаптации летчика к новым условиям пилотирования необходимо было попытаться имитировать их в наземных условиях. Такие наземные установки получили название тренажеров, предназначенные для обучения различных категорий летного и инженерно-технического состава Военно-Воздушных Сил и гражданской авиации, и, в зависимости от специфики обучения, имеют свои наименования (тренажер летчика, тренажер штурмана, и т.д.).

Обычно при создании тренажера летчика используется кабина реального летательного аппарата, которая является базовой основой тренажера (например, ТЛ-39 – на базе самолета Л-39 и ТЛ-21 – на базе самолета МиГ-21). Это способствует наилучшей адаптации обучающихся летчиков (курсантов) к интерьеру кабины самолета и к его пилотированию в реальных условиях полета.

Среди всего многообразия ощущений, воспринимаемых органами чувств летчика, основными являются зрительная, акселерационная (вестибулярная), тактильно-кинестетическая (или костно-мышечная) и звуковая информации.

Главное, решающее значение, несомненно, имеет зрительная информация, которую можно разделить на кабинную (или приборную) и информацию о внешнем пространстве. Кабинную составляют показания приборов, расположенных на приборной доске, или информация, представляемая на пилотажных, навигационных и информационных дисплеях. Информация о внешнем пространстве формируется на основе зрительной оценки положения и перемещения самолета по отношению к некоторой системе визуальных ориентиров (линии горизонта, наземных ориентиров, взлетно-посадочной полосы и т.д.).

В период создания первых наземных тренажеров летчика (конец 50-х – начало 60-х годов прошлого столетия) не было компактных, быстродействующих и высокопроизводительных вычислительных систем, способных генерировать изображение в режиме реального времени, а также соответствующих проекционных (телевизионных) систем. Поэтому в них имитировалась с помощью электро-механических вычислителей и имитаторов только приборная информация. На тренажерах подобного типа отрабатывались навигационные задачи, а также отдельные режимы полета в сложных метеоусловиях (полет по приборам).



Тренажер летчика ТЛ–2

По мере совершенствования вычислительных и проекционных систем появились системы визуализации внешней обстановки. Вначале это были проекционные системы, использовавшие принцип «теневого театра» (перемещение источника света относительно объемного макета строений позволяло визуализировать взлетно-посадочные режимы). Их сменили телевизионные системы, которые за счет перемещения телевизионной камеры относительно макета местности позволяли визуализировать не только режимы взлета и посадки, но и полет самолета по маршруту.

Появление высокопроизводительных персональных компьютеров, позволяющих в зависимости от пространственного и углового положения самолета генерировать перспективные проекции трехмерного изображения, адекватные тем, которые видит глаз летчика при выполнении целевой задачи, и современных проекционных систем обеспечили создание широкоугольных и коллиматорных цифровых систем визуализации внешней обстановки. В настоящее время эти системы визуализации, базирующиеся на различных принципах проецирования, являются наиболее совершенными, позволяющими с высокой точностью и разрешающей способностью в реальном масштабе времени имитировать изменения внешней обстановки при управлении самолетом на различных режимах полета и при выполнении конкретных целевых задач пилотирования. Они позволяют воспроизводить с высокой степенью достоверности погодные, суточные и климатические условия полета, а также имитировать полеты над водной, равнинной и гористой поверхностями.



Широкоугольная цифровая система визуализации

На современных самолетах из-за больших нагрузок на управляющих поверхностях, а, следовательно, при жесткой проводке и на рычагах управления, иногда превышающих физические возможности человека, устанавливаются бустерные системы, позволяющие управлять самолетом на всех режимах полета. Но усилия на рычагах управления дают летчику возможность «чувствовать» само управление и реакцию самолета на управляющее воздействие. Поэтому для сохранения этой внутренней обратной связи, воспринимаемой летчиком как тактильно-кинестетическая или костно-мышечная информация, самолеты оборудуются системами загрузки. Такие же системы загрузки устанавливаются и на тренажерах летчика, имитирующие изменения нагрузки на рычагах управления при различных режимах полета.

Большое значение имеет также акселерационная информация. Ощущение перегрузок или угловых ускорений позволяет повысить точность управления самолетом, особенно на этапе посадки. На тренажерах летчика это имитируется системой подвижности. Однако имитация на них длительной перегрузки или углового ускорения затруднено из-за необходимости обеспечения значительного перемещения кабины тренажера.

Информация о полете складывается на основании единства анализа и синтеза ощущений. Степень важности тех или иных ощущений различна. Кроме того, она может зависеть от задачи, выполняемой летчиком. Так, например, при полете на большой высоте или в сложных метеорологических условиях, когда у летчика нет информации о внешнем пространстве, приборная информация является основной и единственной частью зрительной информации. При выполнении же заключительной фазы посадки существенной является внешняя информация, т.е. о положении самолета относительно взлетно-посадочной полосы.

Для создания зрительных, акселерационных в других ощущений современные тренажеры оснащены различными системами имитации: усилий загрузки органов управления, шума работающего двигателя, внешней визуальной обстановки, приборами-имитаторами или изображениями приборов на жидкокристаллических дисплеях и

т.д. Моделирование с их помощью, так называемого поля информации, способствует достижению иллюзии полета, создает обстановку достаточно близкую к реальной.

На тренажерах летчика отрабатываются навыки пилотирования конкретного ЛА на различных режимах полета. Для функционирования тренажера используется математическая модель динамики пространственного движения этого самолета с банком его аэродинамических характеристик. Система имитации загрузки органов управления и приборы–имитаторы также имеют жесткую привязку к характеристикам реального самолета.

Пилотажные стенды предназначены для проведения наземных исследований по отработке широкого спектра режимов полета различных летательных аппаратов (ЛА), в том числе воздействия на них внешних возмущений. Поэтому, в отличие от тренажеров, для функционирования пилотажных стендов используются математические модели динамики пространственного движения различных ЛА, различных силовых установок с высотнo–скоростными и дроссельными характеристиками, систем управления, включающих привода, законы систем дистанционного управления (СДУ), систем улучшения устойчивости (СУУ), навигации, директорного управления и т.д. Системы моделирования усилий на рычагах управления, подвижности, внешней визуальной обстановки пилотажных стендов имеют широкие возможности адаптации к характеристикам исследуемых ЛА.

Описание пилотажных стендов научно-исследовательской лаборатории «Пилотажные стенды и система самолет–летчик»

Пилотажные стенды НИЛ ПССЛ, на которых проводятся практические занятия по программе летной практики, созданы в результате глубокой модернизации штатных тренажеров летчика ТЛ–21, обеспечивают в полном объеме учебный процесс и позволяют проводить широкий спектр наземных исследований важнейших вопросов разработки, создания и эксплуатации современных и перспективных образцов авиационной техники.

При выполнении всех практических работ на пилотажном стенде ТЛ–21 и стенде с широкоугольной цифровой системой визуализации в качестве объекта управления выбран самолет Су–17.



Сверхзвуковой истребитель–бомбардировщик Су–17

Одноместный сверхзвуковой истребитель–бомбардировщик Су–17 построен по аэродинамической схеме среднеплана с крылом изменяемой геометрии (угол стреловидности по передней кромке поворотной части крыла χ_{ie} изменяется в пределах от 30 до 63°) и цельноповоротным оперением. Консоли крыла поворачиваются при помощи двух гидромоторов ГМ–40, для большей надёжности работающих от двух независимых гидросистем. Для синхронизации поворота консолей гидромоторы соединены между собой карданным валом. Воздухозаборник носовой с центральным телом. Шасси трёхопорное с носовой стойкой. Силовая установка состоит из ТРДФ АЛ–21Ф–3 конструкции А.М. Люльки (на самолётах ранних серий устанавливался ТРДФ АЛ–7Ф1–250). Топливо размещается в 5 фюзеляжных баках и крыльевых баках–кессонах. Предусмотрена подвеска двух подфюзеляжных подвесных топливных баков ёмкостью 600, 800, 1150 и 1500 л. На восьми (на ранних модификациях – шести) узлах внешней подвески самолёт может нести большую номенклатуру бомбового, пушечного, неуправляемого и управляемого ракетного вооружения.

Характеристики самолета Су–17

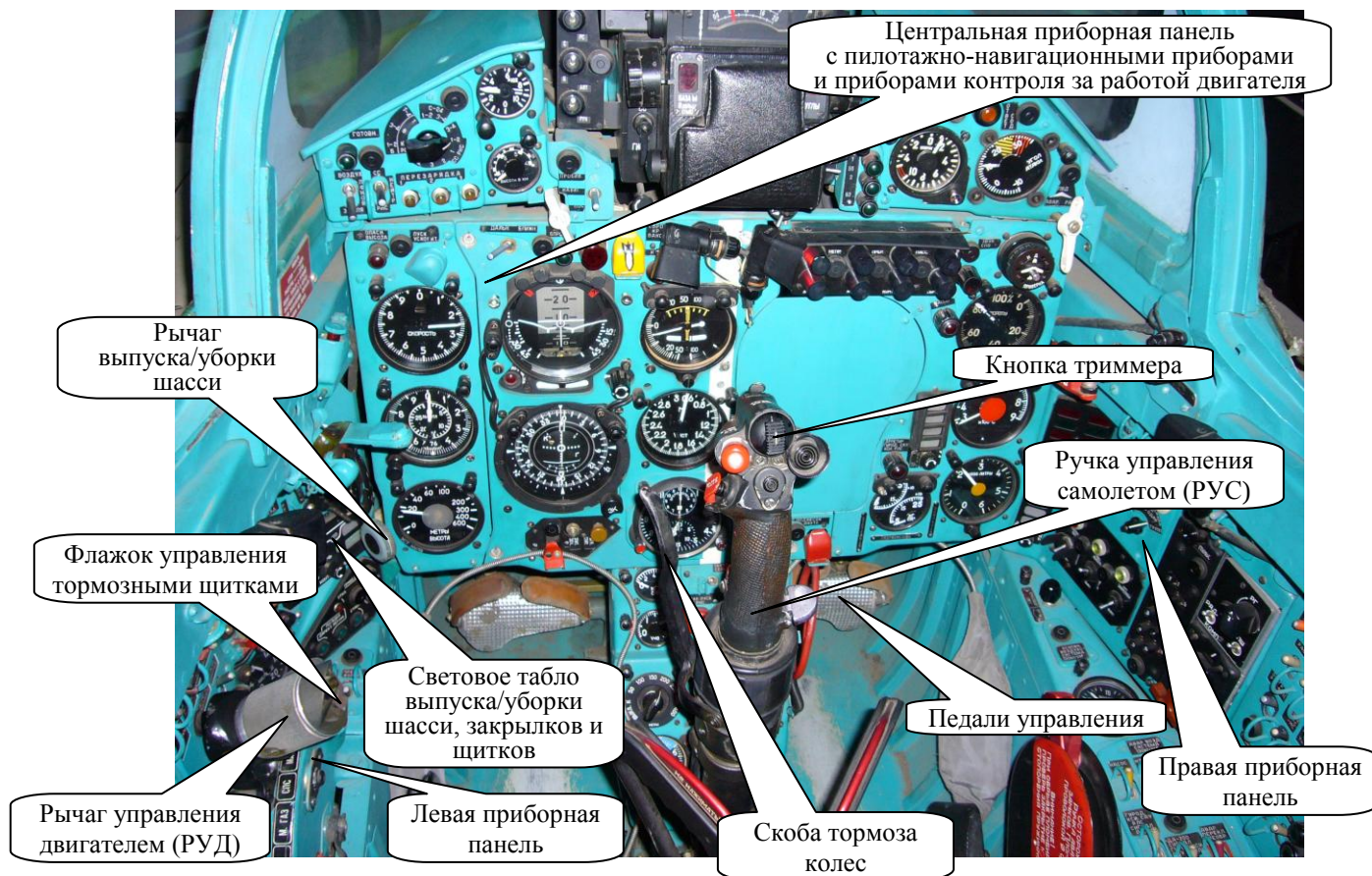
Размах крыла, м	
при мин. стреловидности	13,70
при макс. стреловидности	10,03
Длина самолета, м	18,90
Высота самолета, м	4,97
Площадь крыла, м ²	
при мин. стреловидности	38,50
при макс. стреловидности	34,50
Масса, кг	
пустого	9600
максимальная взлётная	16280
Двигатели	1 х ТРДФ АЛ–7Ф–3
Тяга, кгс	1 х 9600
Максимальная скорость, км/ч	
у земли	1350
на высоте	2230
Потолок высоты, м	16500
Дальность полета, км	2300
Экипаж, чел	1
Вооружение:	две встроенные 30-мм пушки НР–30 Боевая нагрузка – 3000 кг на 7 узлах подвески: УР воздух–воздух, УР воздух–земля, НУР, бомбы (корректируемые, кассетные, ядерные)

Кабины пилотажного стенда ТЛ–21 и стенда с широкоугольной цифровой системой визуализации

Практические занятия по программе «Летной практики» выполняются в кабинах пилотажного стенда ТЛ–21 и стенда с широкоугольной цифровой системой визуализации. Поэтому их интерьеру и составу оборудования в настоящем описании уделено наибольшее внимание.

Кабина пилотажного стенда ТЛ–21

Кабина пилотажного стенда ТЛ–21 – штатная кабина одноименного тренажера летчика и, в основном, соответствует интерьеру кабин самолетов 2-го и 3-го поколений.



Интерьер кабины пилотажного стенда ТЛ–21

На левой и правой приборных панелях, в основном, расположены органы управления и контроля самолетных, электро и радио систем и агрегатов, которые соответствующим образом настроены и в процессе выполнения полета не перенастраиваются за исключением управления закрылками. Поэтому они в данном описании не рассматриваются.

Более подробно рассмотрим центральную приборную панель, на которой размещены пилотажно–навигационные приборы и приборы контроля работы двигателя.

В левой ее части расположена группа пилотажно–навигационных приборов, к которым относятся:

- комбинированный указатель скорости–махометр (расположен слева вверху);
- высотомер (расположен ниже указателя скорости);

- комбинированный пилотажный прибор КПП (Авиагоризонт) (расположен сверху в центре);
- вариометр (расположен справа вверху);
- указатель курса (расположен ниже авиагоризонта).

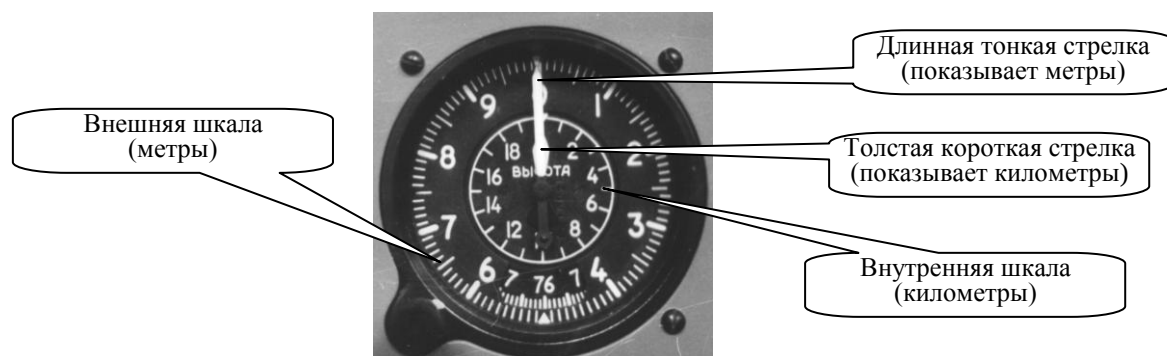
Рассмотрим более подробно указанные приборы.

1. Комбинированный указатель скорости–махометр.



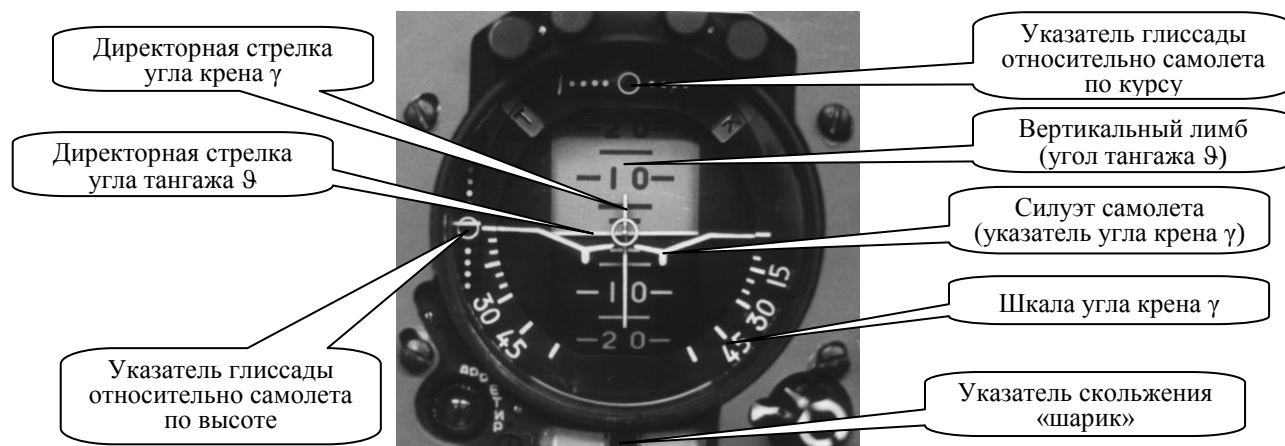
По указателю скорости определяются текущие истинная (тонкая стрелка) и приборная (толстая стрелка) скорости полета самолета, которые соответствуют показаниям прибора, умноженным на 10 (в км/ч). В окошке показывается текущее значение числа M .

2. Высотомер ВД–20.



Показывает барометрическую высоту полета самолета. Внешняя шкала прибора (длинная тонкая стрелка) показывает высоту в метрах (оцифровка шкалы умножается на 100), а внутренняя шкала (маленькая толстая стрелка) – в км. Один оборот длинной стрелки перемещает толстую стрелку на одно деление, равное 1 км.

3. Комбинированный пилотажный прибор КПП (Авиагоризонт)



Авиагоризонт дает летчику информацию о пространственном положении самолета. Вертикальный лимб показывает текущее значение угла тангажа ϑ . При наборе высоты ($\vartheta > 0$) значения угла тангажа считываются со светлого сектора лимба, при снижении самолета ($\vartheta < 0$) – с темного сектора лимба. Вертикальный лимб отградуирован в градусах и соответствует значениям маркировки.

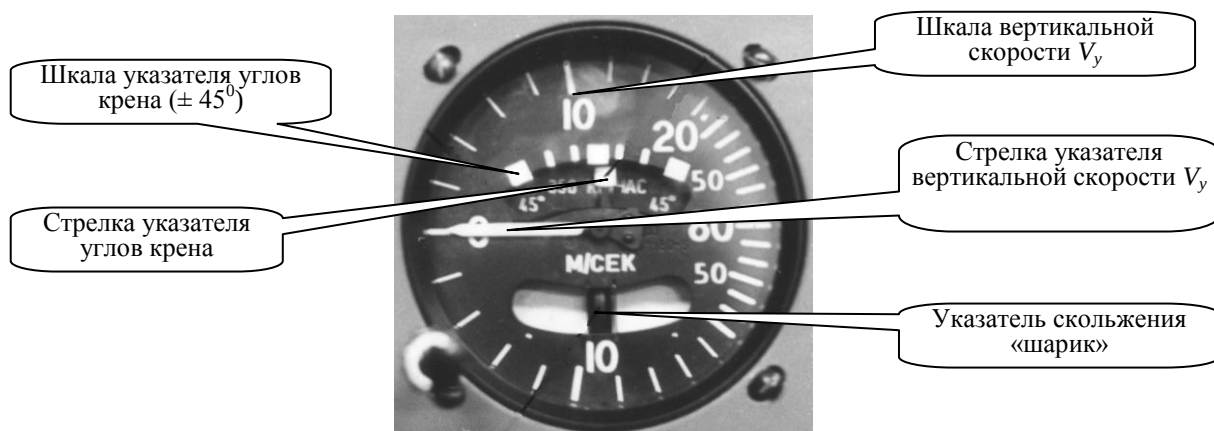
При полете самолета с креном силуэт самолета поворачивается относительно центра вращения в сторону создавшегося крена на текущий угол γ . Шкала угла крена также отградуирована в градусах и соответствует значениям маркировки.

При заходе на посадку (в зоне действия курсо–глиссадной системы) прибор показывает требуемое положение РУС'а «от себя» «на себя» (отклонение горизонтальной директорной стрелки) и «вправо» «влево» (отклонение вертикальной директорной стрелки), а также положение самолета относительно глиссады в вертикальной плоскости (левая вертикальная шкала) и в горизонтальной плоскости (верхняя горизонтальная шкала).

Движение меток положения самолета относительно глиссады дублируется с положением планок комбинированного прибора НПП, который рассматривается ниже.

Для грамотного использования летчиком приборной информации о положении самолета относительно глиссады требуются определенные навыки, которые приобретаются в процессе обучения и практических полетов на тренажере и самолете. Поэтому эта информация в настоящих практических занятиях носит ознакомительный характер.

4. Вариометр, указатель углов крена и скольжения



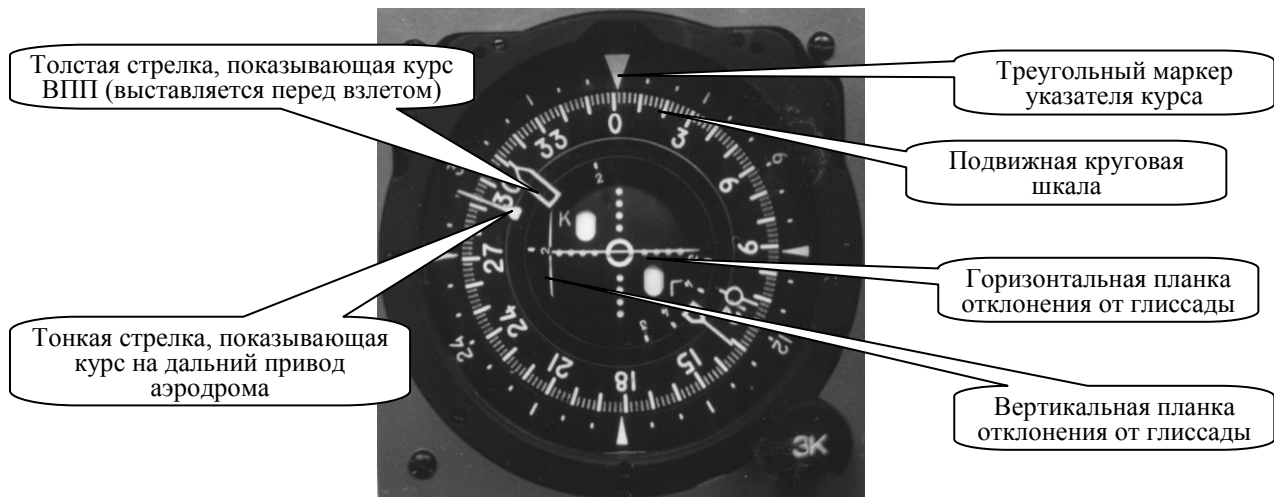
Комбинированный прибор вариометр имеет стрелочные указатели вертикальной скорости V_y , угла крена и указатель скольжения, так называемый «шарик».

При наборе высоты стрелка указателя вертикальной скорости отклоняется вверх ($V_y > 0$), а при снижении самолета – вниз ($V_y < 0$). Шкала прибора отградуирована в м/с и соответствует значениям маркировки.

Указатель углов крена показывает углы в диапазоне $\pm 45^\circ$. Шкала имеет деления через 15° .

Указатель скольжения (в авиагоризонте и в вариометре) дает только качественную оценку наличия или отсутствия скольжения, его направления (влево или вправо) и его величины (насколько далеко «шарик» отклонился от центра).

5. Комбинированный навигационно–пилотажный прибор НПП (Указатель курса)



Текущий курс самолета считывается по значению подвижной круговой шкалы, находящемуся под верхним треугольным маркером указателя курса. Шкала отградуирована от 0 до 360^0 . Угол курса соответствует оцифровке шкалы, умноженной на 10^0 .

Курс самолета на аэродром посадки показывает острый конец тонкой стрелки. Поэтому, при удалении самолета от аэродрома порядка 5 – 8 км и более, необходимо переводом самолета в разворот (отклонить ручку управления влево или вправо) совместить острый конец тонкой стрелки с треугольным маркером текущего курса самолета. Необходимо помнить, что стрелка указывает курс на дальний привод, который находится на расстоянии 400 м от торца взлетно–посадочной полосы (ВПП), направление которой показывает толстая стрелка (в реальном полете выставляется перед взлетом; на стенде курс ВПП задан). При правильном расчете на посадку тонкая и толстая стрелки должны совпадать острыми концами и соответствовать текущему курсу самолета. При несовпадении стрелок острыми концами (толстая стрелка повернута на 180^0) самолет заходит на посадку с обратным курсом. В настоящих практических занятиях это допускается.

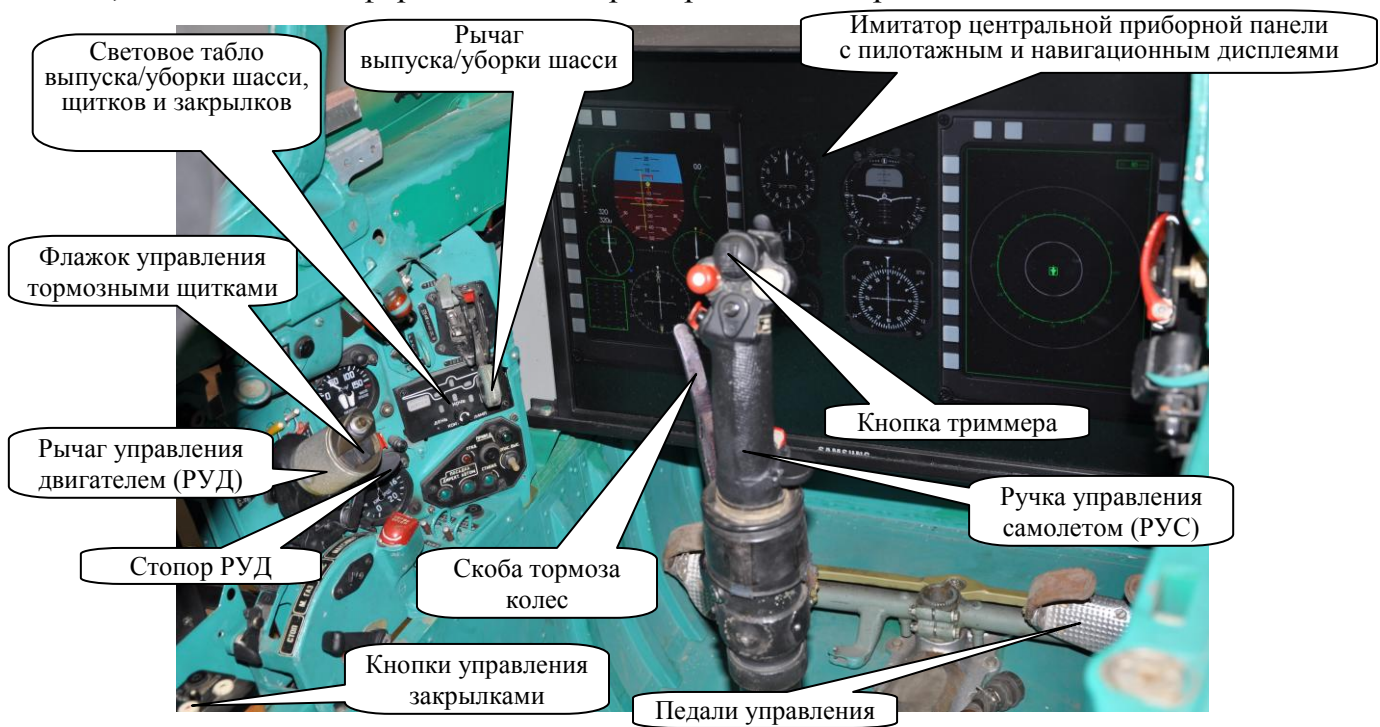
Для выдерживания самолета на посадочной глиссаде на приборе имеются вертикальная и горизонтальная планки, которые показывают отклонение самолета от глиссады (выше или ниже, правее или левее). При пересечении планок на кресте, изображенном в центре прибора, самолет движется строго по глиссаде. Эта информация в настоящих практических занятиях носит ознакомительный характер.

В правой части центральной приборной панели расположена группа приборов, контролирующую работу двигателя. При выполнении заданий практических работ, необходимо уделять внимание только показаниям указателя оборотов двигателя (тахометра), расположенного в верхней правой части приборной панели.

Кабина пилотажного стенда с широкоугольной цифровой системой визуализации

Кабина пилотажного стенда с широкоугольной цифровой системой визуализации – кабина самолета МиГ–21, переделанная под требования к адаптивным кабинам современных учебно–боевых самолетов (Як–130). Штатная приборная доска заменена ЖК–монитором, на котором имеется возможность отображать различные компоновки приборных панелей, пилотажных, навигационных и информационных дисплеев совре-

менных и перспективных самолетов, что позволяет решать многие вопросы эргономики, индикации и информативности при отработке конкретных задач динамики полета.



Интерьер кабины пилотажного стенда с широкоугольной цифровой системой визуализации

Система генерирования изображения приборной индикации в реальном масштабе времени позволяет рассматривать варианты представления приборных панелей, присущих самолетам разных поколений, различного назначения и различного уровня автоматизации. В настоящее время на стенде имитируется один из вариантов приборной индикации, предлагаемый для перспективного учебно-боевого самолета Як-130.

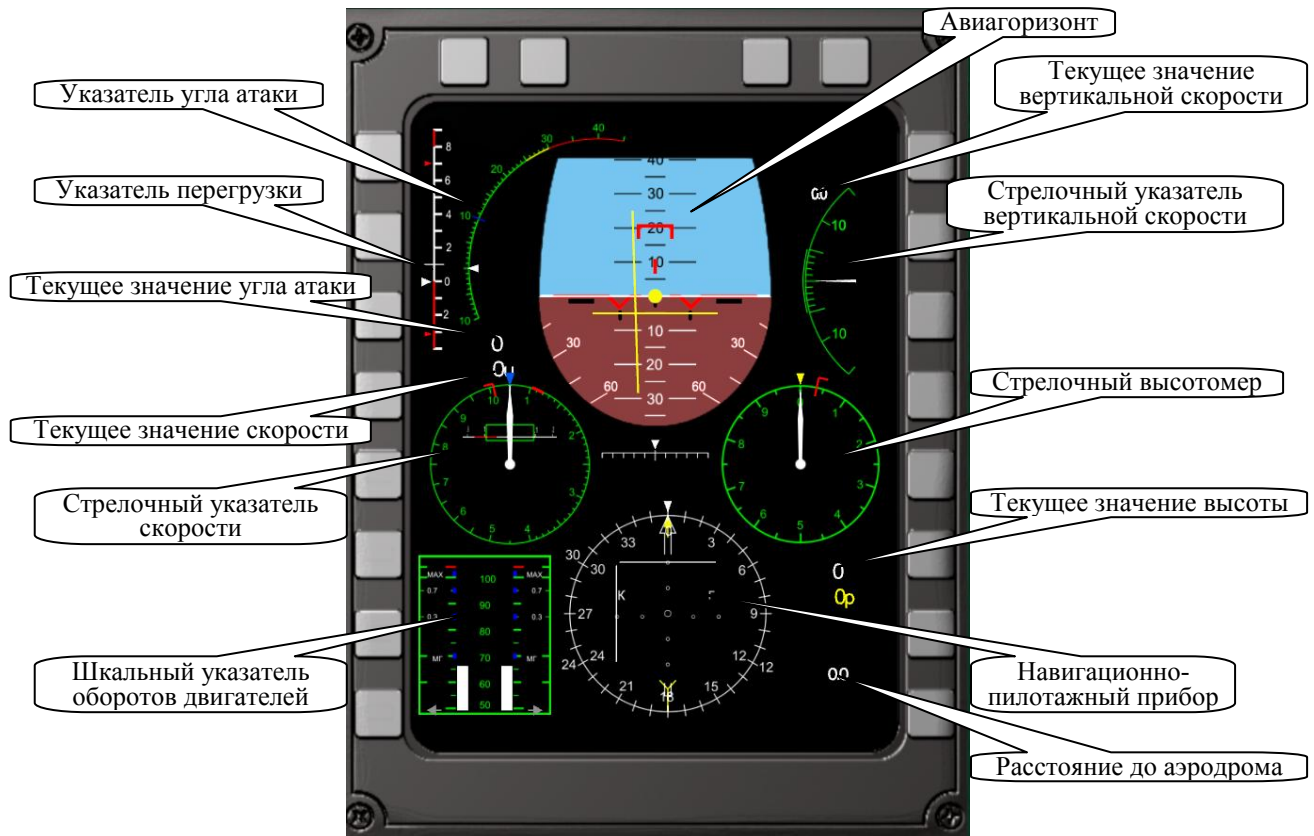


Вариант имитации приборной индикации пилотажного стенда с широкоугольной цифровой системой визуализации

Эти возможности стенда позволяют ознакомить студентов с различными вариантами приборной индикации.

Рассмотрим более подробно установленный на стенде вариант приборной индикации. В центре панели изображены традиционные стрелочные пилотажно-навигационные приборы (авиагоризонт, указатель скорости, высотомер и навигационно-пилотажный прибор), рассмотрение которых было приведено при описании пилотажного стенда ТЛ-21. Они являются дублирующими и дают возможность наиболее быстрой адаптации к работе с приборами иных видов и принципов индикации.

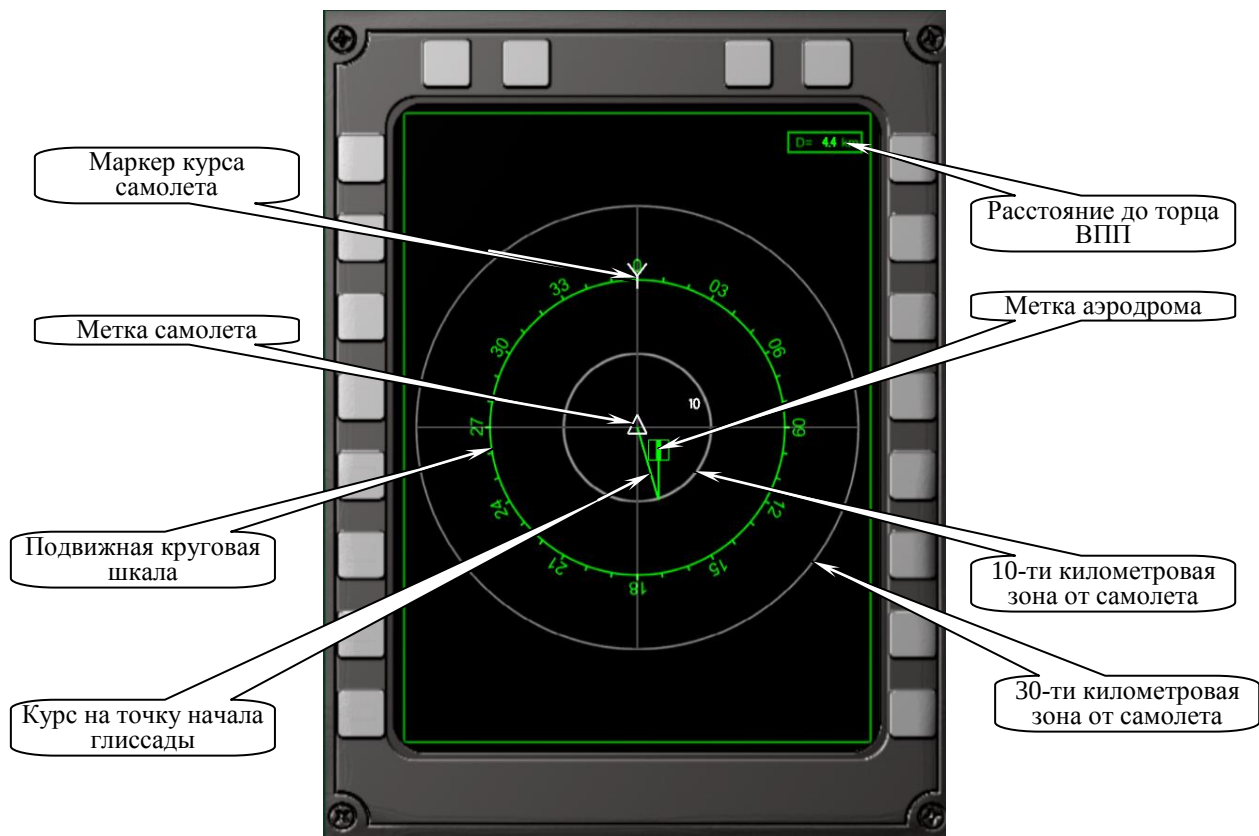
На левом дисплее расположены приборы пилотажно-навигационной группы, а также указатель оборотов двигателей.



По принципу отображения информации приборы, изображаемые на пилотажном дисплее, не отличаются от соответствующих им традиционных приборов. Их отличие – в виде (форме) ее представления.

При выполнении конкретных заданий практических занятий рекомендуется пользоваться приборной информацией, как дублирующих приборов, так и приборов, изображаемых на пилотажном дисплее. По мере привыкания к виду новых приборов, при считывании приборной информации стараться уделять им основное внимание.

На правом навигационном дисплее приведен один из вариантов самолетного навигатора, дающего летчику удобную информацию в зоне аэродрома о местоположении самолета относительно аэродрома, а также облегчающий выполнение предпосадочного маневра и захода на посадку.



На этом индикаторе метка самолета (белый треугольник) неподвижная и располагается в центре. Текущий курс самолета считывается по значению подвижной круговой шкалы, находящемуся над верхним Y-образным маркером указателя курса. Шкала отградуирована от 0 до 360° . Угол курса соответствует оцифровке шкалы, умноженной на 10° . Индикатор имеет три концентрические окружности, определяющие удаленность от самолета на расстояния 10, 20 и 30 километров. Для приведения самолета на курс аэродрома необходимо линию курса на точку начала глиссады (отстоит от торца ВПП на расстоянии 4,5 км) совместить с линией текущего курса самолета (линия, соединяющая метку самолета и Y-образный маркер). При выполнении полетов следить за тем, чтобы самолет не удалялся от аэродрома на расстояние больше 20 км.

Кабина тренажера летчика ТЛ-21 является базовой для кабин обоих стендов. Все органы управления самолетом (рычаг управления самолетом (РУС), педали, рычаг управления двигателем (РУД), рычаг уборки/выпуска шасси, кнопки управления закрылками, световые табло и т.д.) не подвергались модернизации и для обоих стендов остались без изменения.

Рычаг уборки/выпуска шасси расположен слева от центральной приборной панели и имеет три положения: «Шасси выпущены» (нижнее положение рычага), «Нейтрально» (среднее положение) и «Шасси убраны» (верхнее положение). Перевод рычага из одного положения в другое осуществляется нажатием на него и переводом в нужное положение. В положении «Нейтрально» стойки шасси снимаются с замков, но не переводятся в положение «Убрано» или «Выпущено».

Управление закрылками осуществляется тремя кнопками, соответствующими положениям: «Убраны», «Взлет» и «Посадка» и расположенными на левой приборной панели.

Выпуск тормозного щитка производится перемещением вперед флажка на РУД'е с последующим нажатием на него.

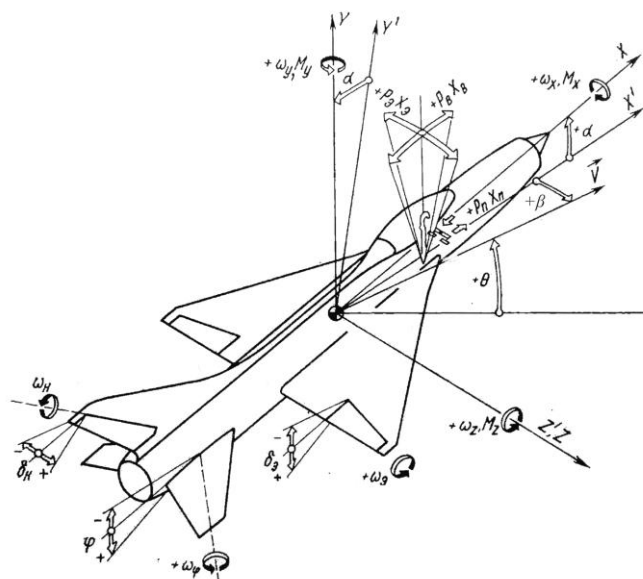
Рядом с рычагом выпуска/уборки шасси расположено световое табло индикации выпуска/уборки шасси. При выпущенных шасси горят зеленые лампочки вне силуэта самолета, а при убранных – красные внутри силуэта. На нем световыми транспарантами также отображаются факты выпуска тормозного щитка и закрылков. При нажатии кнопок «Взлет» или «Посадка» загорается зеленый транспарант «Закрылки выпущены».

Рычаг управления двигателем имеет два фиксатора (стопора): стояночный стопор, при нажатии которого большим пальцем левой руки РУД перемещается из положения «Стоп» в положение «Малый газ», и фиксатор, при нажатии которого происходит перемещение РУД'а из положения «Максимал» в положение «Форсаж» и обратно. Этот фиксатор отжимается пальцами левой руки.

Летчик воздействует на рули с помощью ручки управления и педалей, а на тягу двигателя – отклонением РУД'а. Перемещения ручки управления вдоль кабины (по тангажу) приводят к изменению угла атаки, перемещения ручки поперек кабины (вбок) – к вращению самолета вокруг связанной оси OX . Перемещение педалей приводит первоначально к повороту самолета вокруг оси OX , затем и вокруг оси OY . Под элеронами условно понимают любые органы поперечного управления, связанные с перемещением ручки управления вбок (по крену самолет может, например, управляться дифференциально отклоняемым стабилизатором).

Линейные отклонения рычагов управления X_B , X_Σ , X_H считаются положительными, когда ручка по тангажу отклоняется «от себя», по крену – «влево», правая педаль – «вперед». Соответственно перемещениям рычагов управления такие же знаки имеют руль высоты (на пикирование), правый элерон (вниз), руль направления (вправо). Знаки угловых скоростей ω_x , ω_y и ω_z и углов ϑ , γ и ψ будут отрицательными, чему соответствуют движение носа самолета вниз, кренение на левое крыло и поворот носа самолета вправо.

На приведенной ниже схеме показано правило знаков для линейных отклонений рычагов управления, отклонений рулевых поверхностей и изменений моментов, углов и угловых скоростей.



Занятие 1. Ознакомительный полет в кабинах пилотажного стенда ТЛ–21 и стенда с широкоугольной цифровой системой визуализации

Используемая в качестве объекта управления при полунатурном моделировании на пилотажных стендах математическая модель сверхзвукового самолета типа Су–17 позволяет моделировать все эксплуатационные этапы и режимы полета в реальном масштабе времени, которые реализуются при определенных аэродинамических компоновках (выбор угла стреловидности поворотной части крыла χ_{ie}) и различных режимах работы двигателя. При проведении практических работ по программе «Летная практика» моделируются дозвуковые режимы полета, которым соответствует установка поворотной части крыла во взлетное положение ($\chi_{ie} = 30^0$). Это положение остается фиксированным и неизменным в процессе выполнения всех полетов.

Подготовка в кабине

- проверить, что шасси выпущены по положению рычага выпуска шасси (рычаг в нижнем положении) и световой индикации (горят зеленые огни);
- закрылки выпущены во взлетное положение (кнопка на левом борту) и горит световая индикация «Закрылки выпущены».

Левую руку положить на рычаг управления двигателем (РУД), при необходимости, снять его со стояночного фиксатора (большим пальцем левой руки) и небольшим движением вперед перевести в положение «Малый газ» (крайнее положение РУД'а «на себя»).

Правой рукой взяться за ручку управления самолетом (РУС) и пальцами нажать скобу тормоза колес. РУС держать примерно в нейтральном положении.

Как уже было сказано выше, пилотажные стенды отличаются друг от друга своей приборной индикацией. Поэтому перед выполнением задания на конкретном пилотажном стенде с помощью преподавателя необходимо адаптироваться к виду представления на нем приборной информации, определить, где расположены основные пилотажно-навигационные приборы, на какие из них обращать особое внимание при выполнении различных режимов и этапов полета.

Перевести взгляд на взлетно–посадочную полосу (ВПП) – направление взгляда при движении по земле и на взлете должно быть направлено вперед и примерно на $30 \div 35^0$ влево.

Взлет

Взлет самолета типа Су–17 осуществляется на форсажном режиме работы двигателя. Для этого движением РУД'а «от себя» вывести обороты двигателя вначале на «Максималь», а затем, сняв на фиксатор (пальцами левой руки), перевести РУД в положение «Форсаж».

После выхода двигателя на форсажный режим (при полной заторможенности колес отмечается движение самолета вперед) отпустить скобу тормоза колес на РУС'е и начать разбег по взлетно–посадочной полосе. Ручку управления держать в нейтральном положении или немного «от себя». Прямолинейность движения самолета

та на разбеге поддерживать отклонением педалей (при отклонении самолета влево немного дать правую педаль вперед и наоборот).

При достижении $V_{np} = 280$ км/ч плавным движением РУС'а «на себя» (примерно на 1/3 хода) оторвать переднее колесо от ВПП (контролировать перемещением линии горизонта) и зафиксировать РУС в этом положении.

При $V_{np} = 320$ км/ч (скорости, при которой подъемная сила Y начинает превышать вес самолета mg) происходит отрыв самолета от земли.

Спустя $1 \div 2$ с после отрыва отклонением РУС'а установить по авиагоризонту значение угла $\vartheta \sim 10^\circ$ и $V_y \cong 12 \div 15$ м/с (по вариометру).

Убрать шасси перемещением рычага уборки/выпуска шасси вверх. Световая индикация должна подтвердить выполнение уборки (загораются красные лампочки).

Убрать закрылки (нажать кнопку на левом борту «закрылки убраны»). Проконтролировать свои действия по световой индикации.

Не теряя скорости и сохраняя $\vartheta \sim 10^\circ$ ($V_y \cong 10$ м/с), набрать высоту $H \sim 500$ м.

Выполнение ознакомительного полета

При достижении скорости полета $V_{np} \sim 700$ км/ч задросселировать двигатель. Для этого снять фиксатор и движением «на себя» перевести РУД в положение, близкое к позиции «Малый газ». Небольшим отклонением РУС'а по крену влево до достижения угла крена $\gamma \leq 30^\circ$ (по авиагоризонту) и выдерживая $V_y \cong 10$ м/с (по вариометру), выполнить разворот по курсу на 180° с одновременным набором высоты (изменение курса контролировать по курсоглиссадному прибору). Следить за изменением скорости и не допускать ее снижения ниже 400 км/ч (регулировать положением РУД'а).

По достижении заданного курса выровнять самолет по крену (РУС отклонить в противоположную сторону немного за нейтральное положение, а затем поставить в нейтральное) и при достижении высоты полета $H \sim 1000$ м перевести самолет в горизонтальный прямолинейный установившийся полет на скорости $V_{np} = 400$ км/ч. Для выдерживания заданной скорости горизонтального полета, при необходимости, отклонением РУД'а установить потребную тягу двигателя (0,5 см от позиции «Малый газ»). При выполнении горизонтального полета следить за тем, чтобы вертикальная скорость $V_y \approx 0$ м/с и отсутствовал угол крена (его появление парировать отклонением РУС'а в противоположную сторону).

Во время полета для снятия усилий с ручки управления самолетом кнопкой триммера, расположенной в верхней части РУС'а, перемещением ее большим пальцем «вверх» или «вниз» отрегулировать усилия на ручке управления, т.е. добиться такого ее положения, при котором горизонтальный полет выдерживается без приложения каких-либо усилий со стороны летчика.

Горизонтальный полет выполнять в течение 3-х минут.

Плавно увеличить обороты двигателя, переместив РУД на 1,5 см от позиции «Малый газ». Разогнать самолет до скорости $V_{np} \sim 600$ км/ч. Отклонением РУС'а «от себя» (уменьшая тем самым угол атаки или тангажа) обеспечить постоянство высоты полета ($V_y \sim 0$ м/с, $H \sim 1000$ м) и триммером разгрузить ручку управления. В течение 3-х минут выполнять горизонтальный прямолинейный установившийся полет.

Снизить обороты двигателя (РУД на 0,5 см от позиции «Малый газ»). Затормозить самолет до скорости $V_{np} \sim 400$ км/ч. Обратить внимание на изменение тангажа при уменьшении скорости полета. Торможение должно сопровождаться отклонением ручки управления самолета «на себя», что обеспечивает постоянство высоты полета ($V_y = 0$ м/с, $H \sim 1000$ м). В процессе полета по авиагоризонту и по проекции горизонта относительно фонаря кабины следить за креном (появление его парировать небольшими отклонениями ручки управления в противоположную сторону).

В горизонтальном полете на высоте $H \sim 1000$ м увеличить обороты двигателя (РУД на 1,0 см от позиции «Малый газ») и сбалансировать самолет на скорости $V_{np} = 500$ км/ч. Плавно, но энергично отклонить ручку управления самолетом на 1/3 хода влево (держать 2 – 3 с), затем убрать развившийся крен отклонением ручки управления вправо и при $\gamma \approx 0$ вернуть ручку в нейтральное положение. Оценить изменения углов крена и скольжения по показаниям авиагоризонта и вариометра (положение «шарика»). При правильной реакции самолета по крену крен будет развиваться на левое крыло. Восстановить горизонтальный полет и заданный курс самолета.

В горизонтальном полете на высоте $H \sim 1000$ м и скорости $V_{np} = 500$ км/ч нажать на левую педаль до упора (держать 2 – 3 с), поставить педали в нейтральное положение, а РУС'ом вернуть самолет в горизонтальный полет ($\gamma \approx 0$). Нажать на правую педаль до упора (держать 2 – 3 с), поставить педали в нейтральное положение, а РУС'ом вернуть самолет в горизонтальный полет ($\gamma \approx 0$). Оценить изменения углов крена и скольжения по показаниям авиагоризонта и вариометра. При правильной реакции самолета по рысканию крен будет развиваться на крыло, в сторону которого дана педаль. Восстановить горизонтальный полет и заданный курс самолета.

Выполнение предпосадочного маневра

При строгом выдерживании курса в процессе выполнения полета взлетно–посадочная полоса (ВПП) аэродрома оказывается слева сзади самолета на удалении порядка 15 км. Поэтому, отклонением РУС'а по крену влево до $\gamma \leq 30^\circ$ (по авиагоризонту) выполняется разворот самолета по курсу примерно на 180° (изменение курса контролировать по курсоглиссадному прибору). Уточнить посадочный курс самолета по курсоглиссадному прибору (тонкая и толстая стрелки должны совпадать острыми концами и соответствовать текущему курсу самолета). Привести самолет в точку, отстоящую от торца ВПП на расстоянии $\sim 5 \div 8$ км, на высоте $H = 500 - 700$ м, со скоростью $V_{np} = 320 - 350$ км/ч и курсом, совпадающим с направлением взлетно–посадочной полосы.

Снижение и посадка

Выпустить шасси (рычаг уборки/выпуска шасси переместить в нижнее положение, по световой индикации убедиться в выполнении действия: зажигаются зеленые лампочки). Чтобы снизить скорость полета, при необходимости, сбросить тягу двигателя и воспользоваться тормозным щитком (флажок на РУД'е). Выпустить закрылки в посадочное положение (кнопка на левой панели управления «Посадка» и проконтролировать их выпуск на световом табло).

На удалении ~ 1500 м от торца ВПП на высоте $H = 300$ м начать снижение самолета по глиссаде ($V_{np} = 350 - 320$ км/ч, $V_y = -2,5$ м/с). Управляя тягой двигателя, следить за скоростью, чтобы не выйти на режим сваливания ($V_{i0} \leq 300$ км/ч). Для выдерживания самолета на глиссаде небольшими движениями «от себя» и «на себя»

ручки управления поддерживать необходимый угол снижения, а движениями «вправо–влево» – направление по курсу в точку выравнивания в начале ВПП. Небольшими перемещениями РУД'а регулировать скорость полета, которая к моменту начала выравнивания (удаление от торца ВПП ~ 50 м) не должна быть меньше $V_{np} \sim 330 \div 320$ км/ч. Плавно подбирая ручку управления «на себя», начать выравнивание с таким темпом, чтобы на высоте $H = 1 \div 1,5$ м над ВПП вертикальная скорость V_y была в пределах $-2,0 \div -0,5$ м/с. Движением ручки управления «на себя» создать самолету посадочное положение на два основных колеса. Посадочная скорость составляет $V_{np} \sim 310$ км/ч (контролировать по указателю скорости).

После касания земли основными стойками шасси зафиксировать РУС и дожидаться опускания носовой стойки и начала пробега самолета по взлетно–посадочной полосе. РУД'ом перевести двигатель в режим «Малого газа» (установить РУД в крайнее заднее положение). Тормозной скобой на РУС'е (сначала плавно, а затем полным нажатием скобы) затормозить самолет до полной остановки.

Занятие 2. Изучение продольного движения самолета. Оценка некоторых характеристик продольной статической устойчивости и управляемости

Цель работы: Изучение элементов ручного управления продольным движением самолета. Ознакомление с методикой определения характеристик продольной устойчивости и управляемости.

Краткая теория. Под продольным движением понимается вращательное движение самолета относительно связанной оси OZ и поступательное движение его центра масс по осям траекторной системы координат OX_k и OY_k . Примеры продольного движения: разгон, торможение, горка и т.д.

Для самолета, обладающего приемлемыми продольными характеристиками устойчивости и управляемости, характерны следующие виды реакции на импульсное или ступенчатое отклонения рычага управления (ручки управления) «на себя» и «от себя» (рис. 1).

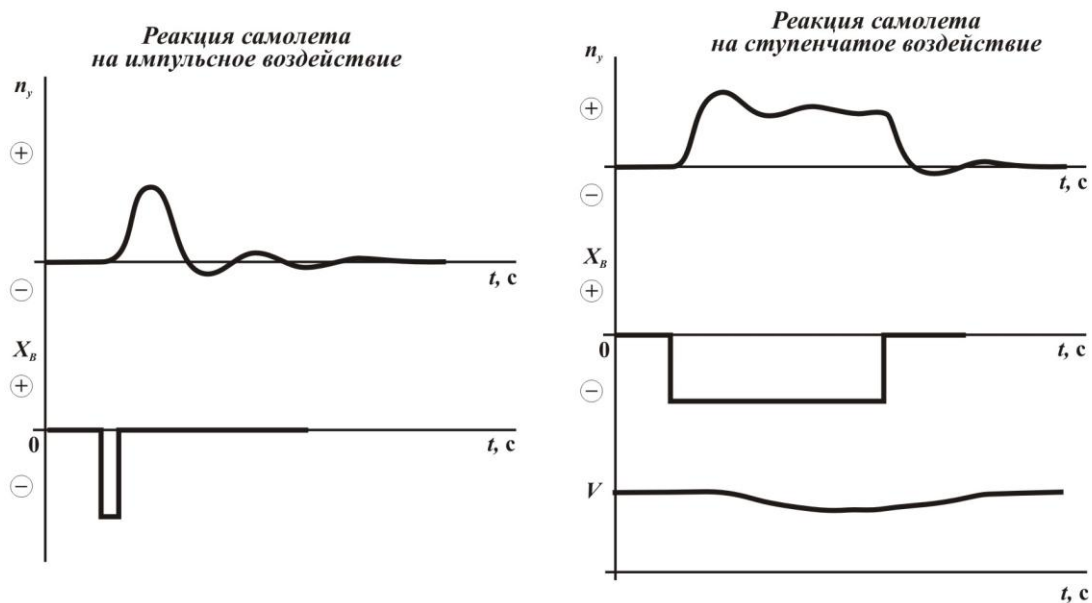


Рис. 1. Возможные виды реакции самолета на отклонения ручки управления

Рассмотрим управление устойчивым самолетом при движении в горизонтальной плоскости по прямой, с постоянной скоростью.

Уравнения движения:

$$P = X \quad (1)$$

$$Y = mg \quad (2)$$

$$\sum m_z = 0 \quad (3)$$

Ручкой управления, а, следовательно, отклонением руля высоты на угол δ_a , летчик подбирает угол атаки, при котором выполняется условие (2). Угол отклонения руля высоты определяется из условия (3):

$$\delta_a = - \frac{m_{z_0} + m_z^{C_y} C_{y_{A\bar{I}}}}{m_z^{\delta_a}}$$

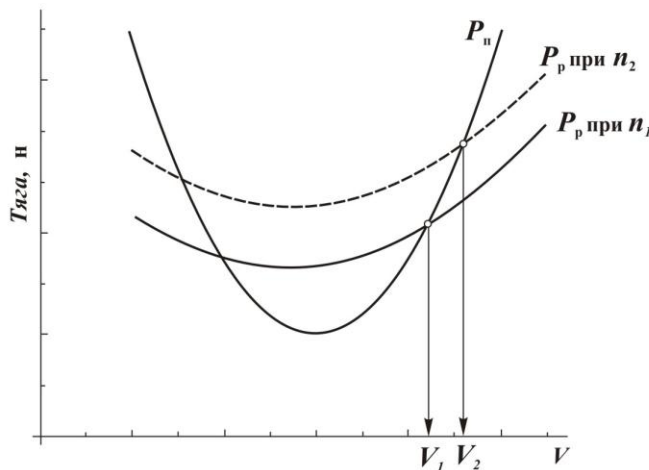
и реализуется отклонением ручки управления X_δ согласно кинематической связи $X_\delta = f(\delta_\delta)$ для данного самолета.

Одновременно перемещением РУД'а летчик подбирает обороты двигателя (тягу), при которой выполняется условие (1). Таким образом, заданной скорости V_1 и высоте H соответствует вполне определенное положение ручки управления по тангажу, которое называется балансировочным. При отсутствии триммера или при выключенном механизме триммерного эффекта (МТЭ) на ручке ощущается усилие («тянущее» «-» или «давящее» «+»).

Предположим, что горизонтальный полет должен выполняться на большей постоянной скорости V_2 . Тогда согласно (2) угол атаки должен быть уменьшен, т.к.

$\alpha = \frac{2mg}{\rho V^2 S C_y^\alpha}$, что достигается перемещением ручки управления «от себя». При этом

тяги двигателя должна быть увеличена. В связи с тем, что рост скорости приводит к росту лобового сопротивления (см. рис. 2), то для достижения большей скорости необходимо увеличить тягу двигателя перемещением РУД'а «от себя».



$$P = C_x \frac{\rho V^2}{2} S = (C_{x_0} + BC_{y_{AI}}^2) \frac{\rho V^2}{2} S \uparrow$$

Рис. 2. Взаимосвязь изменения располагаемой тяги двигателя и силы лобового сопротивления в горизонтальном полете

Диаграмма положений ручки в зависимости от скорости полета показана на рис. 3 и называется балансировочной кривой по скорости.

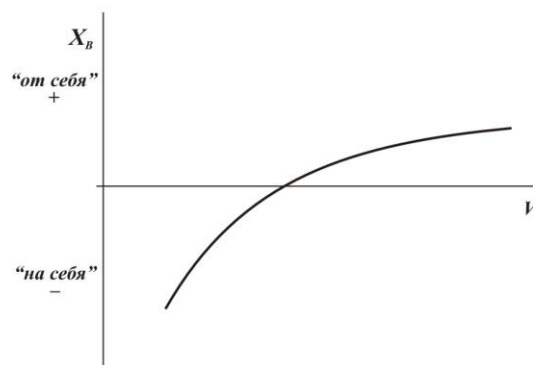


Рис. 3. Балансировочная кривая по скорости

Соответственно этой диаграмме можно построить диаграмму замеренных усилий на ручке управления, которые летчик реально ощущает в полете (рис. 4).

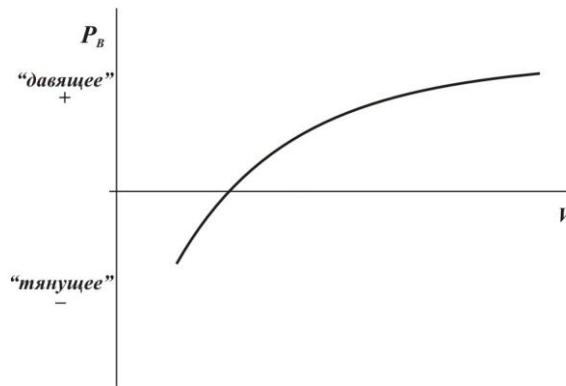


Рис. 4. Диаграммы усилий на ручке управления

Таким образом, перемещением ручки управления летчик отклоняет руль высоты, который создает момент горизонтального оперения (ГО) относительно центра масс, в результате чего самолет занимает вполне определенное положение относительно набегающего потока, т.е. устанавливается под заданным летчиком углом атаки.

Известно, что статическая устойчивость самолета зависит от вида моментных диаграмм $m_z = f(\alpha)$, которые определяют для заданной компоновки самолета в аэродинамических трубах. При этом для статически устойчивого самолета $m_z^\alpha < 0$. В летных испытаниях замерить действующие по осям результирующие моменты невозможно (нет точки опоры). Поэтому обходятся построением балансировочных кривых $\delta_\epsilon = f(\alpha)$, по которым, оказывается, можно судить о статической устойчивости самолета.

Взаимосвязь моментных диаграмм и балансировочных кривых хорошо видна, если, например, приравнять нулю коэффициент продольного момента $m_z = 0$, или

$$m_{z_0} + m_z^{C_y} C_y + m_z^{\delta_a} \delta_a = 0 \quad (4)$$

откуда потребное значение отклонения руля высоты, (так называемое балансировочное) при котором $m_z = 0$.

$$\delta_a = -\frac{m_{z_0} + m_z^{C_y} C_y}{m_z^{\delta_a}} \quad (5)$$

Числитель в данной формуле является коэффициентом продольного момента m_z при неотклоненном руле высоты. Поэтому балансировочная диаграмма в некотором масштабе повторяет моментную диаграмму самолета. Наклон балансировочной кривой (5) определяется знаком $m_z^{C_y}$ (т.к. $m_z^{\delta_a} < 0$). Поэтому для статически устойчивого самолета ($m_z^{C_y} < 0$), $\delta_a^{C_y} < 0$. Подставляя в (4) значение C_y , определяемое из условия выполнения горизонтального полета ($Y = mg$) нетрудно видеть, что знак m_z^V определяет знак δ_a^V , т.е. для устойчивого по скорости самолета, у которого $m_z^V > 0$, производная также должна быть больше нуля ($\delta_a^V > 0$).

При необходимости по соответствующим формулам можно рассчитать показатели устойчивости по скорости (σ_v) и по перегрузке σ_{n_y} .

$$\sigma_{n_y} = -\frac{m_z^\phi}{C_{y\bar{A}\bar{I}}} \delta_{\bar{a}}^{n_y}, \quad \sigma_v = \frac{m_z^\phi}{C_{y\bar{A}\bar{I}}} \frac{V}{2} \delta_P^v.$$

Следует отметить, что при построении балансировочных кривых вместо величины углов отклонения рулей δ часто используют величины перемещений рычагов X , или усилий на них P , используя кинематические и нагрузочные характеристики. Вместо углов атаки α часто используют C_y и n_y .

По балансировочным кривым определяют и характеристики статической управляемости, например: $X^{n_y} = \frac{dX}{dn_y}$, $P^{n_y} = \frac{dP}{dn_y}$ – соответственно коэффициенты (или градиенты) «расхода» ручки управления и усилий на ней по перегрузке;

$X^v = \frac{V}{2} \frac{dP}{dV}$, $P^v = \frac{V}{2} \frac{dP}{dV}$ – коэффициенты «расхода» усилий и ручки по скорости.

Оценку характеристик продольной статической устойчивости и управляемости проводят по балансировочным кривым типа $X_\epsilon = f(V)$ при $n_y = 1$ и $X_\epsilon = f(n_y)$ при $V = \text{const}$. Балансировочные характеристики $X_\epsilon = f(V)$ получают при выполнении разгонов – торможений на постоянной высоте. Непосредственно с записей параметров полета снимают значения положения ручки управления и скорости в рассматриваемый момент времени и получают зависимость $X_\epsilon = f(V)$ при $n_y = 1$.

На рис. 5 приведены записи параметров продольного движения самолета в горизонтальном полете на высоте $H = 1000$ м и скорости $V = 400$ км/ч с последующей «дачей» ручки управления по тангажу, полученных на пилотажном стенде ТЛ–21.

Для построения балансировочной кривой $X_\epsilon = f(V)$ при $n_y = 1$ выполняются так называемые «площадки», разгоны – торможения самолета на фиксированной высоте с последующим переводом самолета на заданной скорости в режим горизонтального полета. На каждой из заданных скоростей в горизонтальном полете ($n_y = 1$, $V_y \sim 0$) определяется расход ручки управления на балансировку ($X_{\epsilon_{бал}}$, см. рис. 5). Совокупность значений расходов ручки на балансировку для заданного диапазона изменения скорости и дает балансировочную кривую по скорости.

Балансировочную кривую $X_\epsilon = f(n_y)$ при $V = \text{const}$ получают выполнением «дач» ручки управления «на себя» или «от себя». Для этого на заданных высоте и скорости горизонтального полета ($n_y = 1$, $V_y \sim 0$) ручка управления отклоняется «на себя» на 1/3 ее полного хода и удерживается в этом положении $\sim 2 - 3$ с. Отклонением ручки «от себя» с последующим переводом ее в балансировочное положение восстанавливается заданный (по скорости и высоте) режим горизонтального полета. Затем ручка управления отклоняется полностью «на себя» и также удерживается в этом положении $\sim 2 - 3$ с. В результате этих действий на разные управляющие отклонения ручки управления получают различные приращения нормальной перегрузки ($\Delta n_{y_{\text{уст}}}$). По двум полученным точкам строится зависимость $X_\epsilon = f(n_y)$.

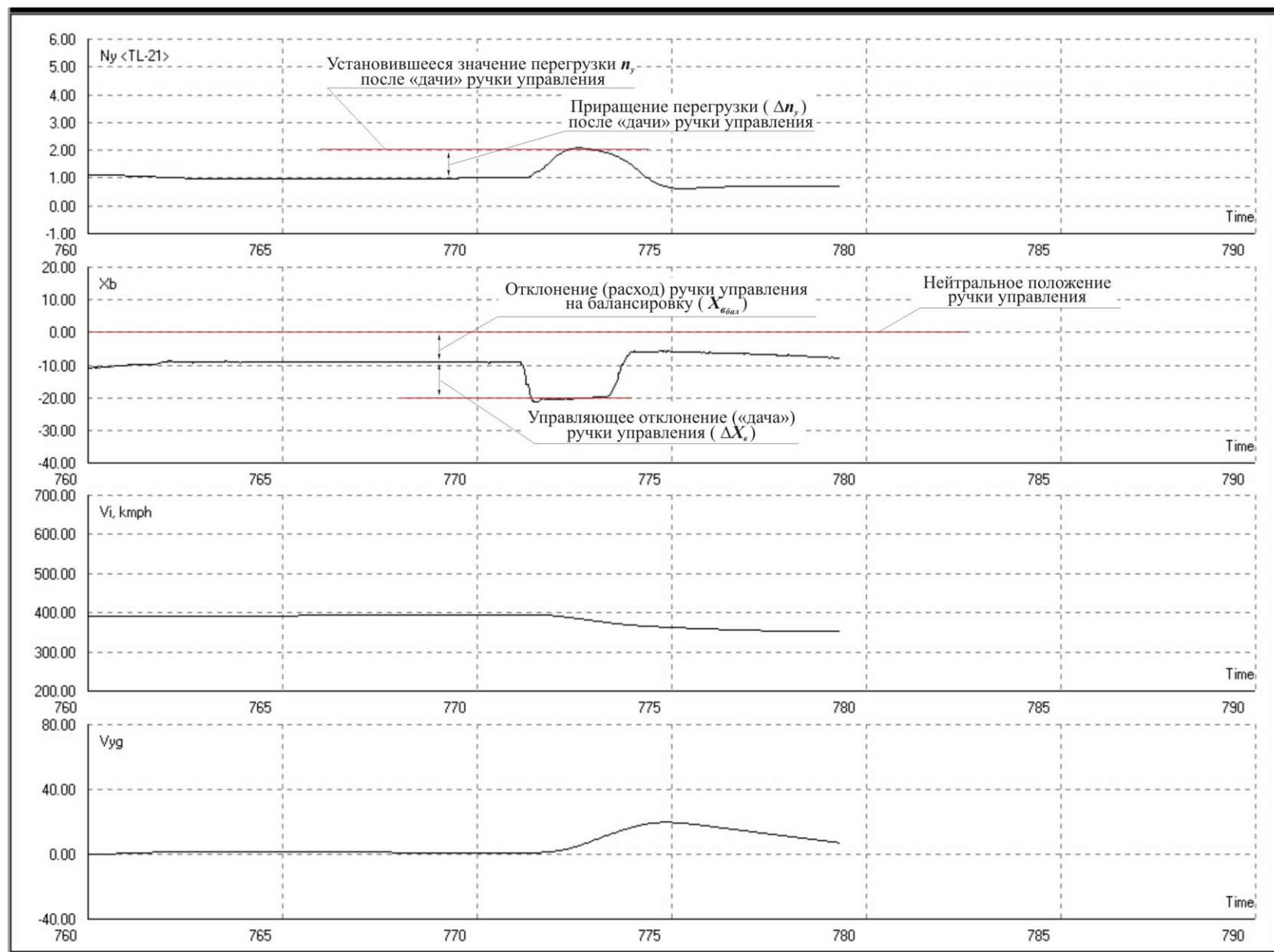


Рис. 5

Порядок выполнения работы.

Каждый студент на пилотажном стенде выполняет взлет, набор высоты, разворот на 180^0 и горизонтальный полет на высоте $H = 800 \div 1000$ м и скорости $V_{np} = 400$ км/ч. (см. соответствующие разделы задания № 1). Для сокращения времени выполнения задания после соблюдения условий горизонтального полета ($n_y = 1$, $V_y \sim 0$) и триммирования РУС'а по команде преподавателя ручка управления отклоняется «на себя» на $1/3$ ее полного хода и удерживается в этом положении $\sim 2 - 3$ с. Отклонением ручки «от себя» с последующим переводом ее в балансировочное положение восстанавливается заданный (по скорости и высоте) режим горизонтального полета.

Переводом рычага управления двигателем вперед осуществляется разгон самолета до скорости, заданной преподавателем ($V_{np} \sim 500$ км/ч). На достигнутой скорости самолет балансируется в горизонтальном полете (триммером снимаются усилия с РУС'а). По команде преподавателя ручка управления отклоняется «на себя» на $1/3$ ее полного хода и удерживается в этом положении $\sim 2 - 3$ с. Отклонением ручки «от себя» с последующим переводом ее в балансировочное положение восстанавливается заданный (по скорости и высоте) режим горизонтального полета. Затем ручка управления отклоняется полностью «на себя» и также удерживается в этом положении $\sim 2 - 3$ с. Снова восстанавливается режим горизонтального полета.

Еще раз выполняется разгон самолета до скорости $V_{np} \sim 600$ км/ч и осуществляется его балансировка в горизонтальном полете. По команде преподавателя выполняется «дача» РУС'а «на себя» на $1/3$ полного хода и удерживается в этом положении $\sim 2 - 3$ с. Восстанавливается режим горизонтального полета.

При выполнении задания следить за курсом самолета. Полет должен быть без крена и скольжения (углы крена γ и скольжения β равны 0).

Определить местоположение самолета, вывести его в зону аэродрома и произвести посадку (см. соответствующие разделы задания № 1).

Оформление отчета.

После выполнения задания студент получает распечатки параметров выполненных четырех режимов полета (см. образец, рис. 5).

1. Для каждого режима по скорости определяется расход ручки управления на балансировку ($X_{\epsilon_{бал}}$, в градусах) и строится зависимость $X_{\epsilon_{бал}} = f(V)$ – критерий продольной статической устойчивости самолета по скорости.

2. Для каждой из двух «дач» на одинаковой скорости ($1/3$ полного хода РУС'а и полное отклонение) находятся значения управляющих отклонений РУС'а ΔX_{ϵ} (в градусах) и вызванные ими приращения нормальной перегрузки Δn_y . По найденным значениям строится зависимость $X_{\epsilon} = f(n_y)$ при $V = const$ – критерий статической устойчивости и управляемости самолета в продольном движении по перегрузке.

3. На каждом режиме по скорости для «дач» на $1/3$ полного хода РУС'а находятся значения управляющих отклонений РУС'а ΔX_{ϵ} (в градусах) и вызванные ими приращения нормальной перегрузки Δn_y . По ним определяются характеристики статической управляемости $X_{\epsilon}^{n_y} = \frac{\Delta X_{\epsilon}}{\Delta n_y}$ – коэффициенты (или градиенты) «расхода» ручки управления по перегрузке для каждого значения скорости и строится зависимость

$X_6^{n_y} = f(V)$. Этот критерий еще называют критерием комфортности управления, т.к. он показывает изменение расхода РУС'а на создание единицы перегрузки по скорости. Для самолетов с приемлемой управляемостью значения этого показателя в начале скоростного диапазона и в конце не должны отличаться более, чем в 3,5 раза.

Занятие 3. Изучение характеристик боковой устойчивости и управляемости самолета

Цель работы: Изучение элементов ручного управления боковым движением самолета. Ознакомление с методикой определения характеристик боковой устойчивости и управляемости.

Краткая теория. Динамика самолета в боковом движении определяется реакцией самолета по углу скольжения, а также по угловым скоростям его вращения относительно осей X и Y (ω_x и ω_y).

При движении самолета в горизонтальной плоскости уравнения бокового движения имеют вид:

$$\begin{aligned} -mV \cos \theta \dot{\psi} &= Z_a + mg \sin \gamma_a; \\ \dot{\omega}_x &= \frac{M_x}{I_x}; \\ \dot{\omega}_y &= \frac{M_y}{I_y}. \end{aligned}$$

где M_x – суммарный момент относительно оси X ,
 M_y – суммарный момент относительно оси Y ,
 Z_a – боковая аэродинамическая сила в скоростной системе координат.

Для статически устойчивого в боковом отношении самолета характерна следующая реакция на появление угла скольжения β , который может, например, появиться из-за отклонения руля направления: при скольжении на правое крыло ($\beta > 0$) самолет стремится повернуть нос в сторону правого крыла (вращение вокруг связанной оси OY) и вращаться вокруг связанной оси OX в сторону отстающего крыла. Таким образом, если дать правую педаль вперед ($X_H > 0$), руль направления отклонится вправо ($\delta_H > 0$), появится скольжение на левое крыло ($\beta < 0$) и самолет начнет крениться вокруг оси OX вправо (на правое крыло: $\omega_x > 0$, $\gamma > 0$, см. рис. 1). При этом говорят о правильной реакции самолета по углу крена на отклонение педалей. Появившаяся боковая сила начнет искривлять траекторию полета вправо. Таким образом, при отклонении педали самолет начинает вращаться вокруг осей OX и OY с угловыми скоростями ω_x и ω_y .

При отклонении ручки управления вбок, например, вправо ($X_\delta < 0$), правый элерон отклонится вверх ($\delta_\delta < 0$), левый – вниз. У самолета, имеющего правильную реакцию по углу крена на отклонение элеронов, начинается вращение вправо ($\omega_x > 0$, $\gamma > 0$, см. рис. 2).

Для того, чтобы однодвигательный симметричный самолет в изолированном боковом движении ($\beta \neq 0$) находился в равновесии, необходимо, чтобы удовлетворялась система уравнений (в проекциях на оси связанной системы координат):

$$\begin{aligned} M_x &= 0 \\ M_y &= 0 \\ Z + mg \sin \gamma &= 0, \end{aligned}$$

что достигается соответствующим отклонением управляющих поверхностей (руля направления и элеронов) и определенной ориентацией самолета в пространстве (полет с креном). Физически – это прямолинейный полет со снижением и с заданным углом скольжения β .

Практически полет со скольжением выполняется следующим образом. Дается педаль (например, правая, $X_H > 0$), в результате чего развивается скольжение на левое крыло ($\beta < 0$). Появляется боковая сила $Z > 0$, направленная вправо и порождающая кренящий момент $M_x > 0$, т.е. самолет кренится на правое крыло ($\omega_x > 0$, $\gamma > 0$). Чтобы полет был прямолинейным, необходимо уравновесить боковую силу Z составляющей силы тяжести, действующей влево, а кренящий момент M_x – отклонением элеронов. Для этого ручка управления отклоняется вбок в противоположную сторону отклонения педалей (влево, $X_\delta > 0$) и угол крена увеличивается до тех пор, пока не прекратится изменение угла курса ($\psi = \text{const}$, см. рис. 3).

Если требуется, чтобы полет выполнялся в горизонтальной плоскости ($V_y = 0$), то для этого необходимо отклонить еще ручку управления и «на себя», чтобы уравновесить силу тяжести. При этом нормальная перегрузка будет $n_y > 1,0$, а вариометр должен показывать $V_y = 0$.

Такой режим полета в летных испытаниях выполняется для определения характеристик статической боковой устойчивости и управляемости самолета.

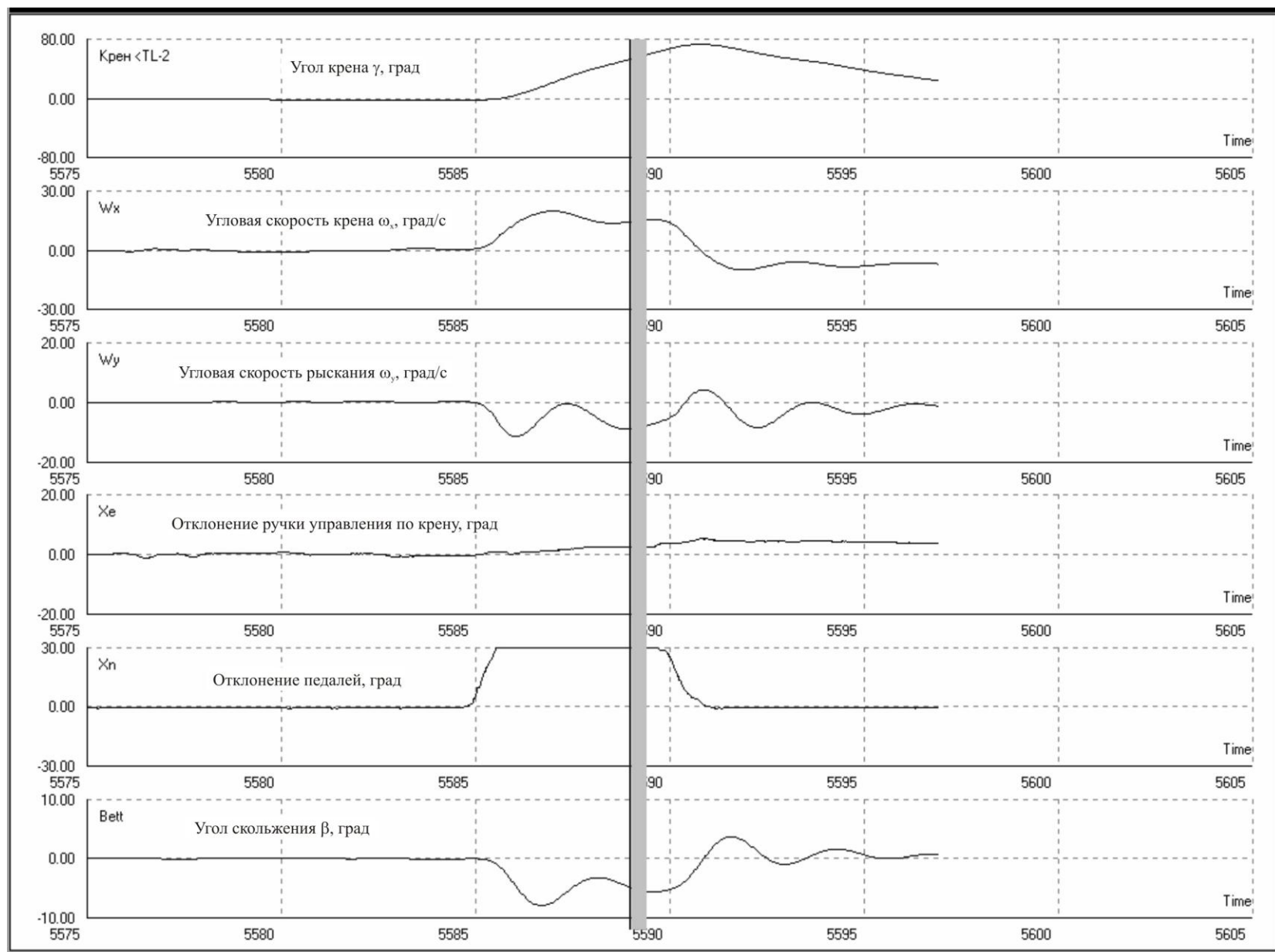


Рис. 1

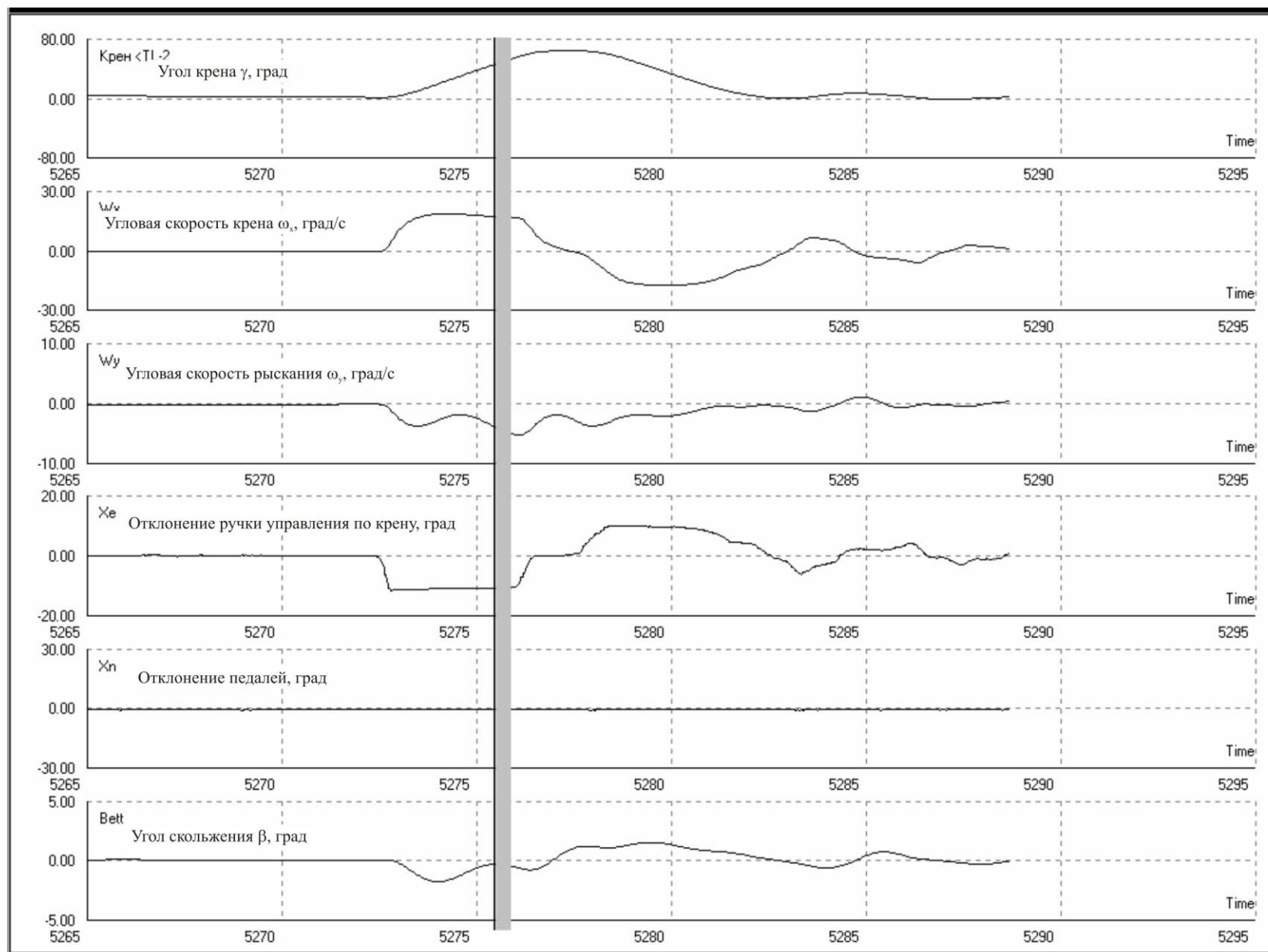


Рис. 2

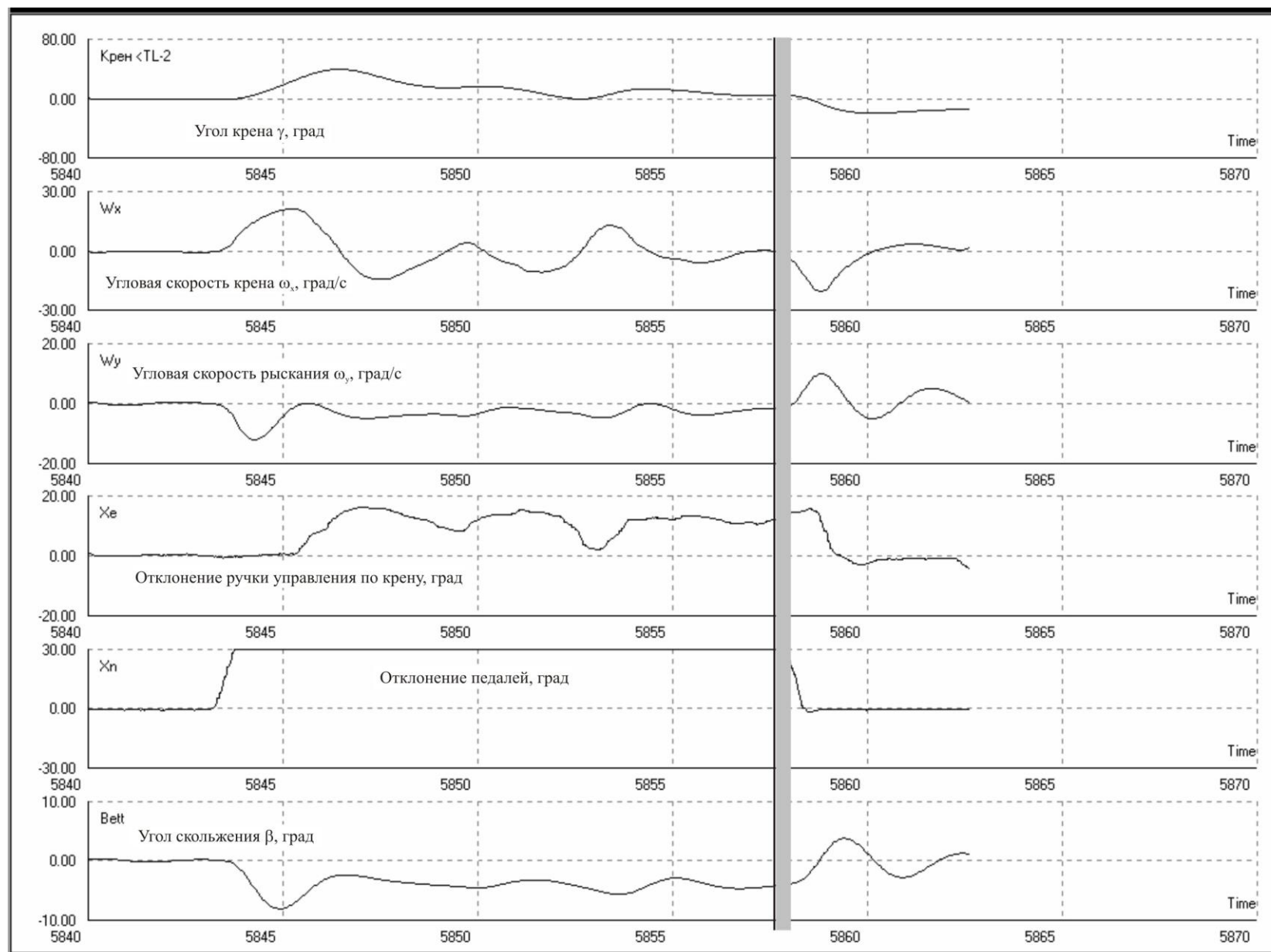


Рис. 3

Порядок выполнения работы.

Каждый студент на пилотажном стенде выполняет взлет, набор высоты, разворот на 180^0 и горизонтальный полет на высоте $H = 800 \div 1000$ м и скорости $V_{np} = 400$ км/ч. (см. соответствующие разделы задания № 1). Для сокращения времени выполнения задания после соблюдения условий горизонтального прямолинейного полета ($n_y = 1$, $V_y \sim 0$) и триммирования РУС'а по команде преподавателя ручка управления отклоняется строго влево на $1/3$ ее полного хода и удерживается в этом положении $\sim 2 - 3$ с. Отклонением ручки вправо убирается крен и с последующим переводом ее в нейтральное балансирующее положение восстанавливается заданный (по скорости и высоте) режим горизонтального полета.

В режиме горизонтального прямолинейного полета по команде преподавателя дается вперед правая педаль (на полный ход) и удерживается в этом положении $\sim 2 - 3$ с. Затем отклонением ручки управления по крену влево убирается крен и с последующим переводом ее в нейтральное балансирующее положение восстанавливается заданный (по скорости и высоте) режим горизонтального полета.

В режиме горизонтального прямолинейного полета по команде преподавателя дается вперед левая педаль (на полный ход) и удерживается в этом положении. Затем после появления крена и достижения им значения $\gamma \approx 30^0$, отклонением ручки управления по крену вправо убирается крен до тех пор, пока не прекратится изменение угла курса ($\psi = \text{const}$: следить по курсоглиссадному прибору). Полет продолжать $\sim 2 - 3$ с.

Определить местоположение самолета, вывести его в зону аэродрома и произвести посадку (см. соответствующие разделы задания № 1).

Оформление отчета.

После выполнения задания студент получает распечатки параметров выполненных трех режимов полета (см. образцы, рис. 1 – 3).

Для каждого выполненного режима анализируется реакция самолета на отклонение соответствующего органа управления (ручки управления (элеронов) по крену или дачи педалей (руля направления) по рысканию) и делаются соответствующие выводы о характеристиках боковой устойчивости и управляемости самолета.