



Diamond DA42 NG



Приборная доска



Приборная доска



Garmin 1000

Приборная доска



Standby Airspeed Indicator



Для случаев полного отказа системы электроснабжения самолёта или отказа комплекса Garmin G1000 на самолёте предусмотрен резервный указатель приборной воздушной скорости, расположенный на приборной доске сверху.

Это обычный механический однострелочный указатель воздушной скорости. Принцип его действия основан на измерении скоростного напора воздуха, т.е. разности полного и статического давлений, воспринимаемых ПВД. Полное давление (давление набегающего потока воздуха) подаётся в манометрическую коробку, а статическое атмосферное давление - в герметичный корпус прибора. Манометрическая коробка под действием разности давлений, возникающей в полёте, расширяется и передаёт движение на стрелку указателя.

Указатель воздушной скорости подключён к ПВД с помощью тех же пневмопроводов, что и система воздушных сигналов GDC 74A.

Указатель имеет две шкалы: наружную - для измерения приборной воздушной скорости в узлах KNOTS и внутреннюю - для измерения скорости в MPH - английские (сухопутные) мили в час.

Стрелка указателя состоит из двух частей. Широкая часть стрелки - для внутренней шкалы, а узкая - для внешней шкалы. Основная внешняя шкала имеет цветовую кодировку, аналогичную электронному указателю скорости на PFD, а также радиальные красные и синюю метки, цифровые обозначения которых такие же, как и на электронном указателе приборной воздушной скорости.

Красная черта соответствует минимальной скорости полёта 76kt при одном работающем двигателе. Другая красная черта соответствует максимально не превышаемой скорости для всех режимов полета $V_{NE} = 188kt$.

Синяя черта соответствует воздушной скорости 85kt, при которой достигается наибольшая скороподъёмность при наборе высоты с одним двигателем.

Самолет DA 42 NG
Руководство по летной
эксплуатации



Эксплуатационные
ограничения

2.3 ОБОЗНАЧЕНИЯ НА УКАЗАТЕЛЕ ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ

Обозначение	Приборная воздушная скорость (узлов)	Значение
Белая дуга	62–113 узлов	Диапазон скорости с полностью выпущенными закрылками.
Зеленая дуга	69–151 узел	Нормальный рабочий диапазон.
Желтая дуга	151–188 узлов	Критический диапазон – только в спокойном воздухе.
Синяя радиальная черта	85 узлов	Скорость для набора высоты с наибольшей скороподъемностью при одном неработающем двигателе.
Красная радиальная черта	76 узлов	Минимальная эволютивная скорость при одном неработающем двигателе.
Красная радиальная черта	188 узлов	Максимальная непревышаемая скорость для всех режимов полета (V_{NE}).

Speeds

- CAS: Индикаторная воздушная скорость. Приборная воздушная скорость с учетом поправки на погрешность установки и инструментальную погрешность. Индикаторная воздушная скорость равна истинной воздушной скорости в стандартных атмосферных условиях (международная стандартная атмосфера, ISA) на среднем уровне моря.
- IAS: Приборная скорость по указателю воздушной скорости.
- KCAS: Индикаторная воздушная скорость в узлах.
- KIAS: Приборная воздушная скорость в узлах.
- TAS: Истинная воздушная скорость. Скорость самолета относительно воздуха. Истинная воздушная скорость – это индикаторная воздушная скорость с учетом поправок на высоту и температуру воздуха.

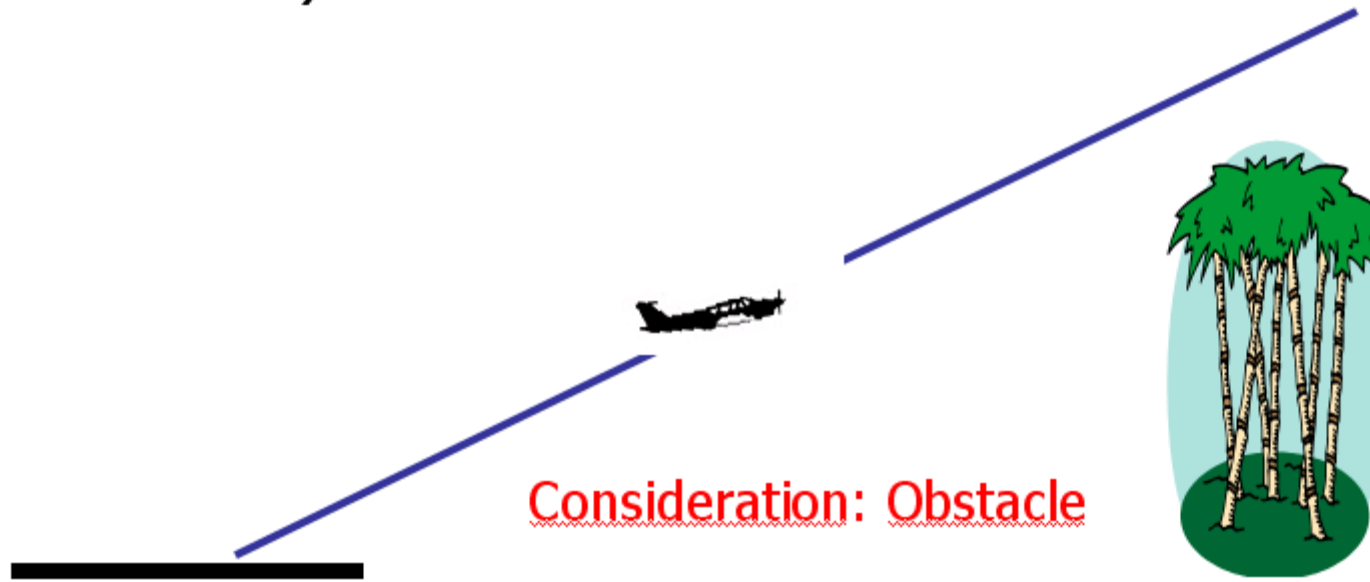
- V_O : Эксплуатационная маневренная скорость. После превышения этой скорости запрещается полное или резкое отклонение рулевых поверхностей.
- V_{FE} : Максимальная скорость полета с выпущенными закрылками. Запрещается превышение данной скорости при определенном положении закрылков.
- V_{LE} : Максимальная скорость полета при выпущенном шасси. Запрещается превышение данной скорости при выпущенном шасси.
- V_{LOE} : Максимальная скорость выпуска шасси. Запрещается превышение данной скорости при выпуске шасси.
- V_{LOR} : Максимальная скорость уборки шасси. Запрещается превышение данной скорости при уборке шасси.
- V_{MC} : Минимальная эволютивная скорость. Минимальная скорость, необходимая для сохранения управляемости самолета с одним неработающим двигателем.
- V_{NE} : Непревышаемая скорость в спокойном воздухе. Превышение данной скорости запрещается вне зависимости от обстоятельств.

- V_{NO} : Максимальная конструкционная крейсерская скорость. Превышение данной скорости допускается только в спокойном воздухе, при соблюдении должных мер предосторожности
- V_S : Скорость сваливания, или минимальная непрерывная скорость, при которой сохраняется управляемость самолета в определенной конфигурации.
- V_{S0} : Скорость сваливания, или минимальная непрерывная скорость, при которой сохраняется управляемость самолета в посадочной конфигурации.
- V_{S1} : Скорость сваливания, или минимальная непрерывная скорость, при которой сохраняется управляемость самолета с убранными закрылками и шасси.
- V_{SSE} : Минимальная эволютивная скорость при обучении. Минимальная скорость, необходимая в случае намеренного останова одного двигателя или при работе одного двигателя в режиме малого газа (при обучении).
- V_x : Скорость для набора высоты под наилучшим углом.
- V_y : Скорость для набора высоты с наибольшей скороподъемностью.
- V_{YSE} : Скорость для набора высоты с наибольшей скороподъемностью при одном неработающем двигателе.

Characteristic Speeds



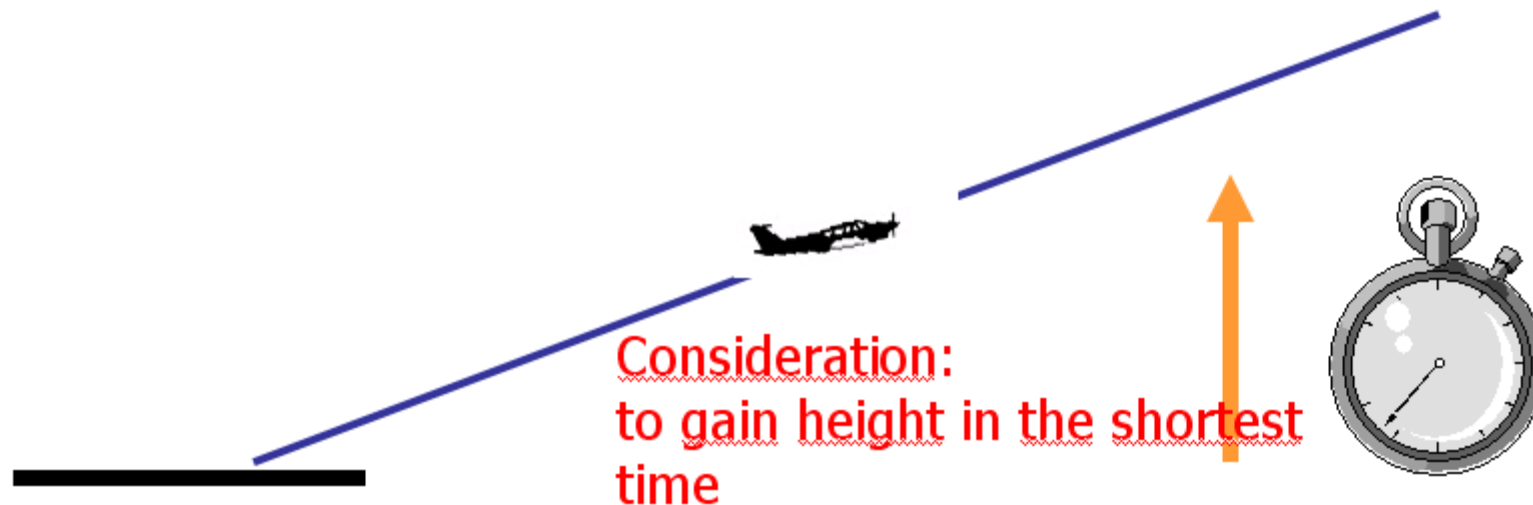
- V_X : **Best Angle-of-Climb**
(best ratio of „height gained“ to „distance flown“)



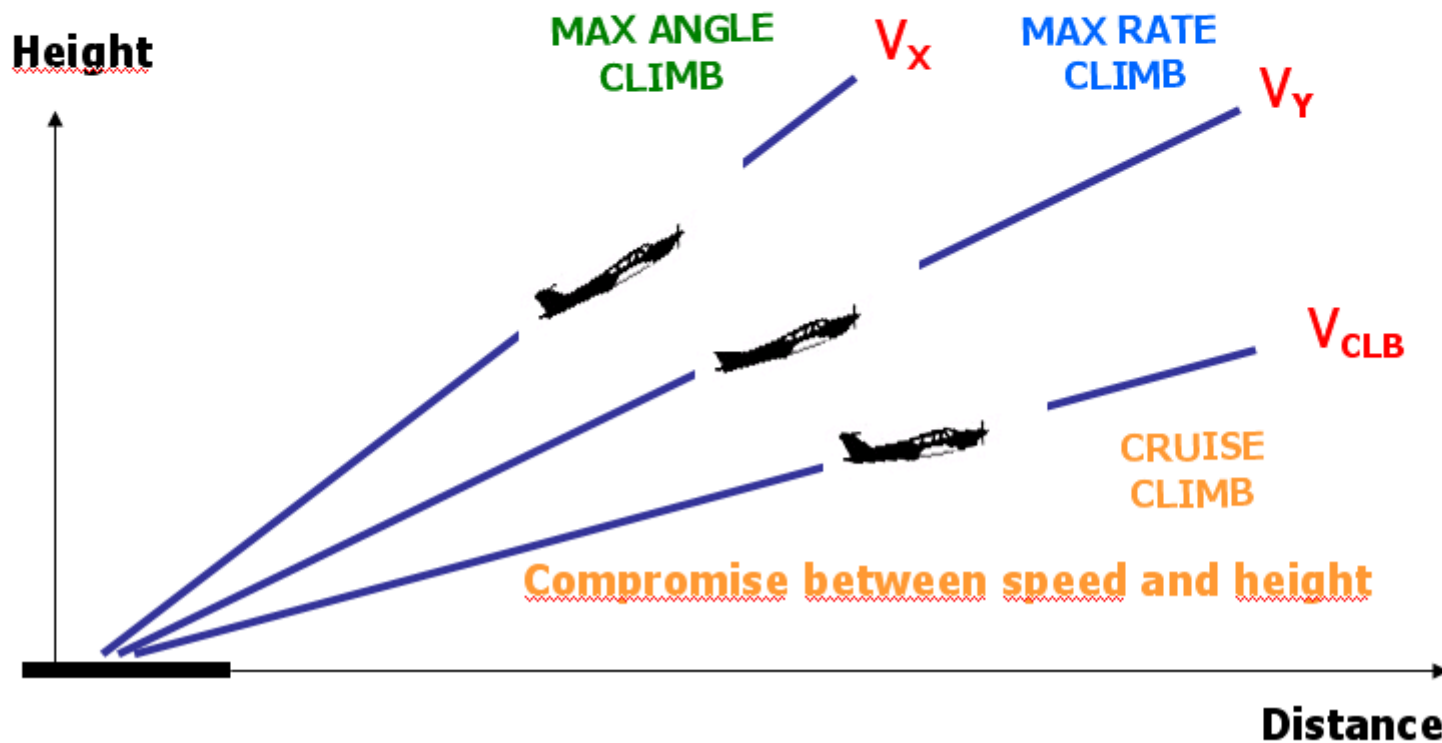
Characteristic Speeds



- V_Y : **Best Rate-of-Climb**
(best gain of height within a given time)




Characteristic Speeds





Characteristic speeds

		GFC700
V_{NO} 	Максимальная конструкционная крейсерская скорость	151 KIAS
V_{NE} 	Непревышаемая скорость в спокойном воздухе	188 KIAS
V_o up to 1700 kg	Эксплуатационная маневренная скорость	112 KIAS
V_o <u>above</u> 1700 kg	Эксплуатационная маневренная скорость	119 KIAS



Characteristic speeds

		<i>GFC700</i>
V_0 <u>above 1800 kg</u>	Эксплуатационная маневренная скорость	<i>122 KIAS</i>
V_{MCA} 	Минимальная эволютивная воздушная скорость	<i>76 KIAS</i>
V_S	Скорость сваливания в определенной конфигурации	<i>РЛЭ п.5.3.4</i>
V_{so}	Скорость сваливания в посадочной конфигурации	<i>РЛЭ п.5.3.4</i>
V_{S1}	Скорость сваливания с убранными шасси и закрылками	<i>69 KIAS</i>



Characteristic speeds

		<i>GFC700</i>
V	Скорость запуска двигателя в полете	<i>125-145 KIAS</i>
V_R	Скорость подъема передней опоры шасси	<i>80 KIAS</i>
V_Y, <u>V_x</u>	Скорость для набора высоты с наибольшей скороподъемностью/под наилучшим углом	<i>90 KIAS</i>
V_{YSE} 	Скорость для набора высоты с наибольшей скороподъемностью при одном неработающем двигателе	<i>85 KIAS</i>



Characteristic speeds

		<i>GFC700</i>
V_{FE} (Flaps APP)	Максимальная скорость полета с выпущенными закрылками при заходе на посадку	<i>133 KIAS</i>
V_{FE} (Flaps LDG)	Максимальная скорость полета с выпущенными закрылками при заходе на посадке	<i>113 KIAS</i>
$V_{LOE} (= V_{NE})$	Максимальная скорость выпуска шасси	<i>188 KIAS</i>
V	Не заперт фонарь, не заперта пассажирская дверь	<i>140 KIAS</i>
$V_{LOR} (= \sim V_{NO})$	Максимальная скорость уборки шасси	<i>152 KIAS</i>
$V_{LE} (= V_{NE})$	Максимальная скорость полета при выпущенном шасси	<i>188 KIAS</i>



Characteristic speeds

		<i>GFC700</i>	
	При отказе одного двигателя	$\leq 1700 \text{ kg}$	$> 1700 \text{ kg}$
$V_{\text{REF FLAPS UP}}$	<i>86 KIAS</i>	<i>86 KIAS</i>	<i>86 KIAS</i>
$V_{\text{REF FLAPS APP}}^{*)}$	<i>84 KIAS</i>	<i>84 KIAS</i>	<i>84 KIAS</i>
$V_{\text{REF FLAPS LDG}}$	<i>84 KIAS</i>	<i>84 KIAS</i>	<i>84 KIAS</i>
$V_{\text{GA FLAPS UP}}$	<i>90 KIAS</i>	<i>90 KIAS</i>	<i>90 KIAS</i>

**) LDG distance: x 1,4*

Standby Altimeter



Для случаев полного отказа системы электроснабжения самолёта или отказа комплексной системы Garmin G1000 на самолёте предусмотрен резервный барометрический высотомер, расположенный на приборной доске сверху.

Это обычный механический трёхстрелочный баровысотомер. Принцип его действия основан на измерении барометрического давления, изменяющегося закономерно с высотой, с помощью anerоидной коробки. При изменении атмосферного давления ход anerоидной коробки преобразуется во вращательное движение указывающих высоту стрелок при помощи кривошипно-шатунного механизма и зубчатых колес. Шкала высотомера подсвечивается общим заливающим освещением приборной доски.

Высотомер подключён к приёмникам статического давления с помощью тех же пневмопроводов, что и система воздушных сигналов GDC 74A. Барометрический высотомер имеет равномерную шкалу для измерения высоты в футах (FEET) и две стрелки: узкую и широкую. Малые деления шкалы следуют через 20ft. Большие оцифрованные деления для узкой стрелки соответствуют сотням футов (100ft), а для широкой стрелки - тысячам футов (1000ft).

Высота измеряется по уровню давления, значения которого выставляются вручную кремальерой. Цифровое значение давления может быть отсчитано одновременно с помощью белых рисок по шкалам в двух окнах: слева и справа. В левом окне давление представляется в миллибарах (mb), а в правом окне - в дюймах высоты ртутного столба (IN Hg).

Для устранения неоднозначности отсчёта на высотах, больших 10000ft, используется дополнительная стрелка с белым треугольным указателем, который сдвигается в этом случае по часовой стрелке. Например, при высоте 10000ft он установится на большое деление, оцифрованное единицей.

Погрешности барометрического высотомера представлены в Таблице.

Барометрическая высота	Средняя квадратическая погрешность
-1000ft	±20 ft
(MSL) уровень моря	±20 ft
4000 ft	±35 ft
8000 ft	±60 ft
12000 ft	±90 ft
16000 ft	±110 ft
20000 ft	±130 ft

Standby Attitude Indicator



На самолёте DA 42 предусмотрен резервный авиагоризонт, расположенный на приборной доске сверху. Основу этого авиагоризонта составляет электромеханический гироскоп. Принцип его действия основан на свойстве гироскопа сохранять, практически неизменной, ориентацию оси вращения ротора гироскопа при эволюциях самолёта. Это позволяет индицировать положение самолёта в пространстве по крену и тангажу с помощью механически перемещающихся шкал крена и тангажа. В резервном авиагоризонте так же, как и в основном, представлена индикация «вид с самолёта на землю».

Верхняя часть поля индикации окрашена в голубой цвет - «небо», нижняя часть окрашена в коричневый цвет - «земля». Их разделяет белая линия горизонта. Жёлтый треугольник в центре прибора символизирует силуэт самолёта. Условная линия горизонта является частью шкалы тангажа и соответствует его нулевому значению. Оцифрованные деления шкалы тангажа следуют через 10° до $\pm 20^\circ$. В диапазоне углов тангажа $\pm 20^\circ$ имеются малые неоцифрованные деления, соответствующие значению 5° . Малой чёрной ручкой в нижней части прибора можно смещать вверх и вниз символ самолёта.

На шкале крена имеются малые градусные метки, следующие через 10° до величины $\pm 20^\circ$, а также большие метки, соответствующие крену 30° и 60° . Кроме того, на шкале имеются метки в виде малых белых треугольников, соответствующие предельному значению крена 45° . Эти метки расположены на шкале крена влево и вправо от нулевой метки, обозначенной белым треугольником.

Угол крена определяется по шкале с помощью указателя в виде контура треугольника тёмно-жёлтого цвета, причём при крене самолета шкала поворачивается относительно этого неподвижного указателя. В нижней части прибора расположен традиционный указатель скольжения.

Отказ резервного авиагоризонта сигнализируется с помощью красного бленкера, выпадающего на правой лицевой части прибора.

Справа внизу расположена ручка PULL TO CAGE для арретирования авиагоризонта.

Авиагоризонт вместе с другими резервными приборами подсвечивается общим заливающим освещением кабины. В нормальных условиях электропитание резервного авиагоризонта осуществляется постоянным током напряжением 28В от правой основной шины через автомат защиты АН номиналом 3А. Для случаев полного отказа системы электроснабжения самолёта предусмотрен аварийный источник электрического питания резервного авиагоризонта и световых приборов заливающего освещения (Flood) - блок из десяти литий-марганцевых непerezаряжаемых батарей напряжением 3В и ёмкостью 1300мА-ч каждая. Этот блок батарей расположен за приборной доской. Он включается аварийным выключателем, расположенным в верхней части приборной доски под красной защитной скобой. В нормальном положении этот выключатель находится в положении OFF (выключено) и опломбирован. Этот резервный источник электропитания обеспечивает работу резервного авиагоризонта и заливающего освещения приборной доски в течение 1,5ч.

Перед полётом при нормальной эксплуатации резервного авиагоризонта через 1-1,5мин после включения электропитания необходимо снять с фиксации ручку арретирования PULL TO CAGE, потянув её на себя до упора. При этом необходимо убедиться, что бленкер сигнализации отказа не виден. Малой чёрной ручкой в нижней части прибора необходимо установить такое же значение тангажа, что и на электронном изображении основного авиагоризонта. Величина тангажа определяется по положению верхнего угла символа самолёта на шкале тангажа. При горизонтальном положении самолёта это значение должно быть равно нулю. В горизонтальном прямолинейном полёте белая линия искусственного горизонта должна совпадать с верхним углом символа самолёта, а нулевая отметка шкалы крена - с тёмно-жёлтым указателем крена. При наборе высоты без крена пилот наблюдает символ самолёта на голубом фоне шкалы тангажа, а нулевая отметка шкалы крена совпадает с указателем крена. При снижении пилот наблюдает символ самолёта на коричневом фоне шкалы тангажа. Направление крена определяется по положению неподвижного символа самолёта относительно белой линии горизонта. Если левая часть символа (крыло) находится под линией горизонта на коричневом фоне, то самолёт имеет левый крен, и наоборот. Отсчёт величины крена производится по шкале с помощью указателя в виде жёлтого контура треугольника. При обнаружении отказов в системе определения пространственного положения самолёта появляется соответствующее уведомляющее сообщение в окне «ALERTS» на дисплее PFD. При появлении таких сообщений требуется техническое обслуживание оборудования. Вылет с отказавшей курсовертикалью и магнитометром запрещён.

Приборная доска



Standby Compass



На самолёте DA 42 установлен резервный магнитный компас, расположенный на приборной доске сверху. Он предназначен для определения и индикации магнитного курса самолёта, используемого при пилотировании для выдерживания расчётного или заданного курса самолёта.

Основными элементами компаса являются картушка, состоящая из чувствительного элемента (магнитов), и шкалы от 0 до 360°. Шкала компаса имеет малые деления, следующие через 5°, и большие деления - через 10°. Большие деления оцифрованы через каждые 30° в десятках градусов.

На шкале нанесены обозначения сторон света N, E, S и W. Отсчёт курса производится против курсовой черты. При повороте самолёта картушка со шкалой остается неподвижной, а курсовая черта, связанная с корпусом прибора, разворачивается и показывает текущий магнитный курс самолёта. Шкала компаса подсвечивается источником света, расположенным в нижней части прибора.

В полёте при определении магнитного курса необходимо учитывать девиационные поправки, представленные в таблице, расположенной справа от компаса и магнитное склонение.

Креновая девиация - это дополнительная девиация, возникающая при крене самолёта. Конструкция компаса обеспечивает его нормальную работу при кренах самолёта не более 17°.

Кроме того, имеется дополнительная поворотная погрешность, которая возникает при виражах самолёта и достигает максимального значения на северных и южных курсах.

Средняя квадратическая погрешность измерения курса для данного компаса в нормальных условиях полёта равна 3°.

Устройство сигнализации о возможности сваливания



Внешний вид датчика сваливания

На самолёте DA 42 установлено устройство сигнализации, которое предназначено для предупреждения экипажа о достижении значения угла атаки, близкого к критическому. При углах атаки выше критических происходит срыв набегающего при обтекании крыла воздушного потока и потеря устойчивости и управляемости самолёта (сваливание). Устройство состоит из датчика и звукового сигнализатора. Датчик с электрическим обогревом установлен на монтажном основании и закреплён на передней кромке левой консоли крыла. Он состоит из чувствительного элемента - подвижной лопатки и защищенных от влаги и грязи контактов, замыкающих электрическую цепь звукового сигнализатора. Звуковой сигнализатор установлен в кабине экипажа за приборной доской. В случае приближения угла атаки к установленному для данного самолёта значению, близкому к критическому, лопатка датчика отклоняется вверх под действием набегающего потока воздуха и замыкает электрические контакты устройства включения звуковой сигнализации.

Во время полёта в условиях возможного обледенения предусмотрен электрический обогрев лопатки датчика предупреждения о сваливании, его корпуса и монтажного основания. Включение обогрева всех элементов датчика вместе с обогревом ПВД производится выключателем PITOT HEAT, расположенным на левой части приборной доски снизу. Электропитание устройства обогрева датчика сваливания и его звукового сигнализатора осуществляется постоянным током напряжением 28В от правой основной шины через автомат защиты STALL WRN номиналом 10А.

Работоспособность обогревателей всех элементов конструкции датчика предупреждения о возможности сваливания контролируется автоматически. Информация о его состоянии отображается в специальном окне сигнализации на дисплее PFD. В случае отказа устройства электрообогрева или несвоевременного его отключения система аварийного оповещения экипажа выдаёт предупредительные сообщения жёлтого цвета «STAL HT FAIL» или «STAL HT OFF» соответственно, сопровождающиеся однократным звуковым сигналом. Во время нахождения самолёта на земле перед запуском двигателей нужно осмотреть датчик и убедиться в отсутствии загрязнений и поломок. После включения выключателя PITOT HEAT во избежание перегрева полный обогрев всех элементов датчика возможен только после взлёта и уборки шасси при срабатывании концевого выключателя, установленного в нише правой основной опоры шасси. В наземном положении самолёта ток для обогревателей датчика предупреждения о возможности сваливания проходит через ограничительный резистор с сопротивлением 180м. В полёте обогрев включается при необходимости в условиях возможного обледенения.

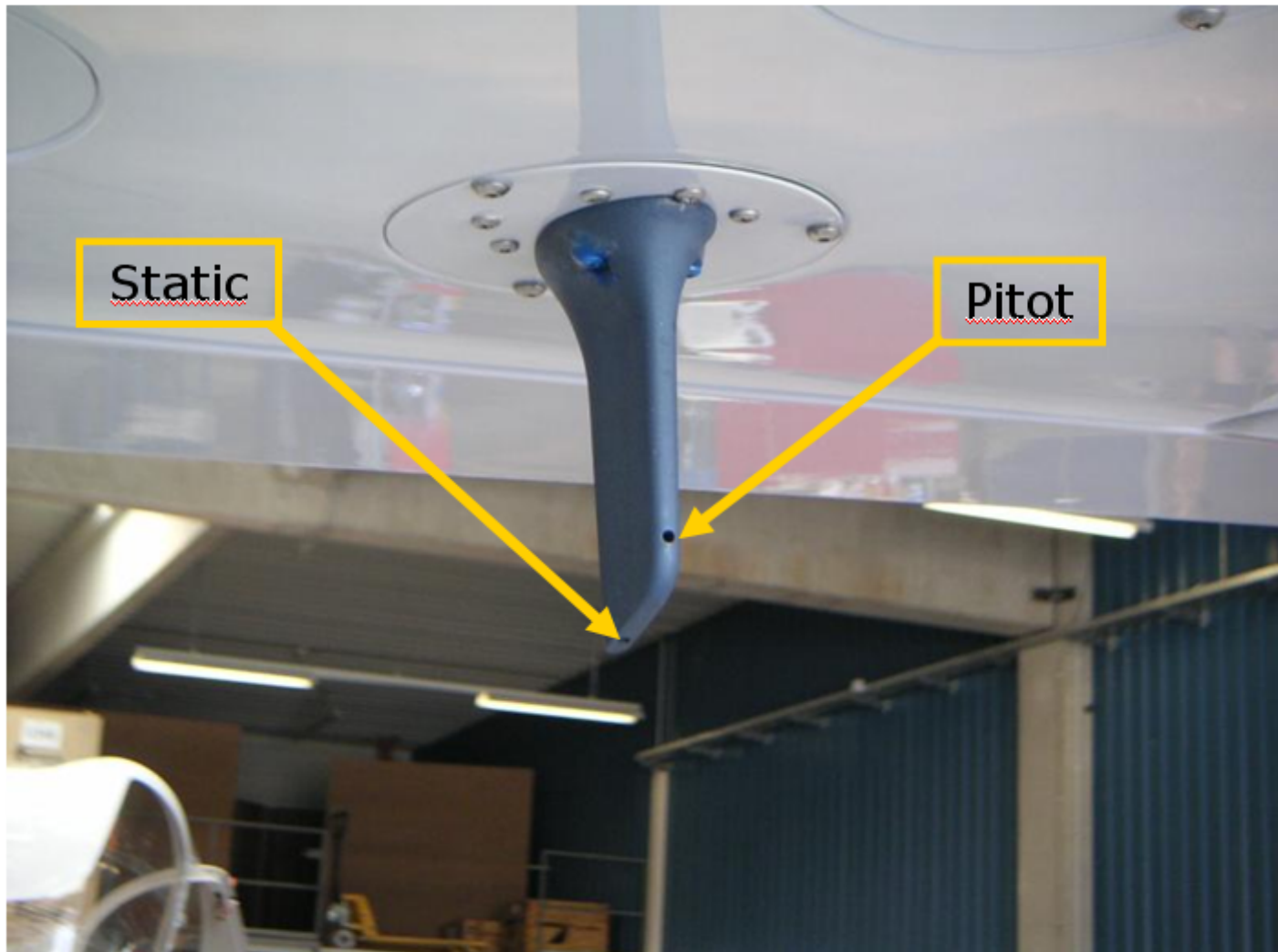
Приборная доска



Панель
светотехн
ических
средств

Аварийный
радиомаяк

Pitot/Static probe



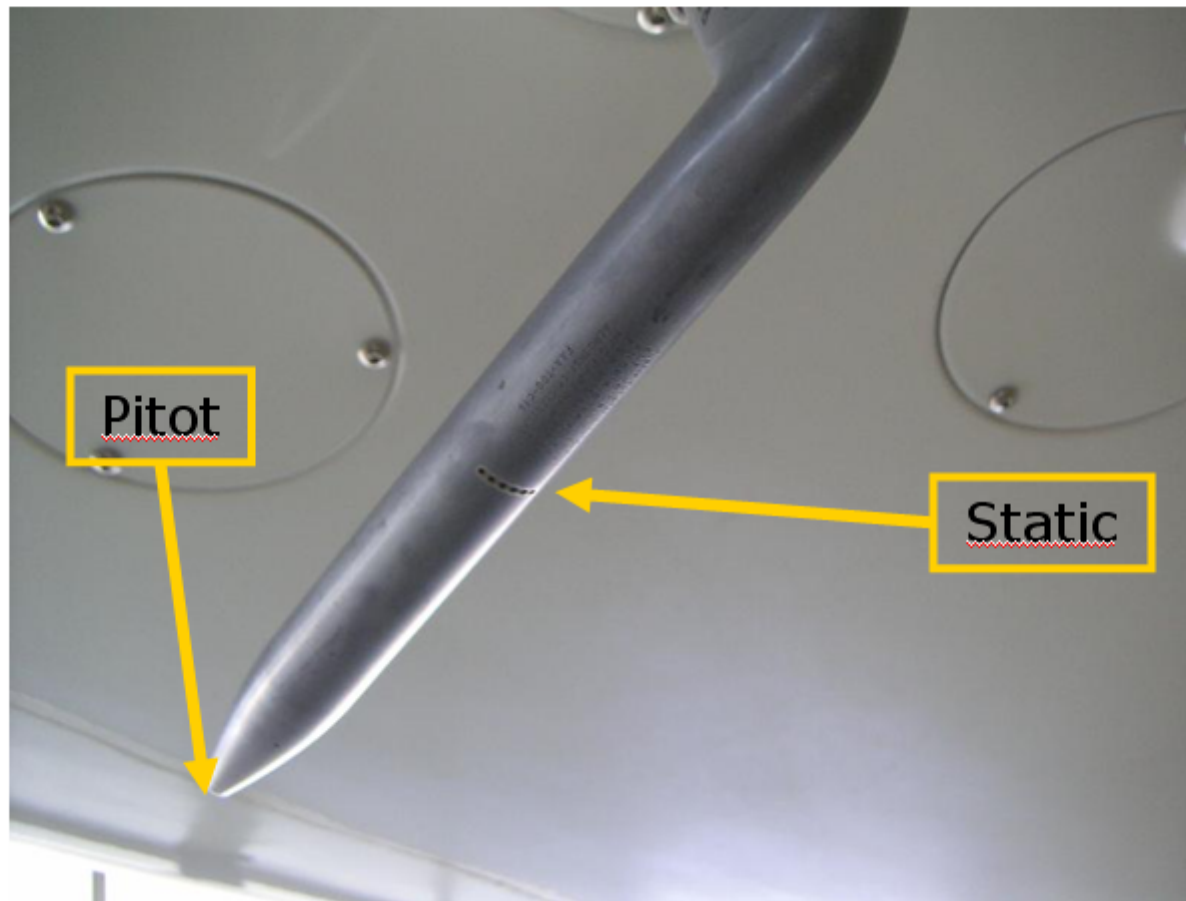
Pitot/Static probe

- When optional ice protection system is installed



Pitot/Static probe

- When optional ice protection system is installed



New autopilot static ports for KAP 140 Standard static ports for DA42 GFC700



New autopilot static ports for KAP 140 Standard static ports for DA42 GFC700



Alternate static valve



Alternate static valve





Alternate static valve

UNINTENTIONAL FLIGHT INTO ICING

When pitot heat fails:

7 Alternate static valve OPEN 7

PITOT FAIL

PITOT HT OFF

- check pitot heat ON, if in icing conditions
 - ⇒ expect failure of the pitot-static-system
 - ⇒ alternate static valve: OPEN

Схема системы полного и статического давления с основными и резервными вычислителями и датчиком температуры заторможенного потока

