

Изобретение относится к авиационной технике, в частности к системам управления и управляющим устройствам летательных аппаратов.

Наиболее близким к предложенному техническому решению является устройство для автоматического парирования крена летательного аппарата при отказах двигателей, содержащее блок сравнения режимов работы двигателей, первый, второй, третий ключи, последовательно соединенные логический элемент ИЛИ, первый выход которого соединен со вторым входом блока сравнения режимов работы двигателей и управляющим входом первого ключа, а второй вход соединен с первым выходом блока сравнения режимов работы двигателей и управляющим входом второго ключа, и блок задержки, выход которого соединен с управляющим входом третьего ключа, последовательно соединенные первый сумматор и первый рулевой привод, выход которого по сигналу обратной связи соединен со вторым входом первого сумматора, последовательно соединенные второй сумматор и второй рулевой привод, выход которого по сигналу обратной связи соединен со вторым входом второго сумматора, последовательно соединенные резистор, первый вывод которого соединен с положительной шиной источника питания, и интегратор, выход которого соединен через замыкающие контакты первого ключа с первым входом первого сумматора, а через замыкающие контакты второго ключа - с первым входом второго сумматора, вход интегратора соединен также с замыкающим контактом третьего ключа.

Недостаток этого устройства - ухудшение аэродинамического качества после парирования крена на различных режимах работы двигателей самолета.

Задача - повышение эффективности парирования крена.

Поставленная задача достигается тем, что в устройство для автоматического парирования крена летательного аппарата при отказах двигателей, содержащее блок сравнения режимов работы двигателей, первый, второй, третий ключи, последовательно соединенные логический элемент ИЛИ, первый вход которого соединен со вторым выходом блока сравнения режимов работы двигателей и управляющим входом первого ключа, а второй вход соединен с первым выходом блока сравнения режимов работы двигателей и управляющим входом второго ключа, и блок задержки, выход которого соединен с управляющим входом третьего ключа, последовательно соединенный первый сумматор и первый рулевой привод, выход которого по сигналу обратной связи соединен со вторым входом первого сумматора, последовательно соединенные второй сумматор и второй рулевой привод, выход которого по сигналу обратной связи соединен со вторым входом второго сумматора, последовательно соединенные резистор, первый вывод которого соединен с положительной шиной источника питания, и интегратор, выход которого соединен через замыкающие контакты первого ключа с первым входом первого сумматора, а через замыкающие контакты второго ключа - с первым входом второго сумматора, вход интегратора соединен также с замыкающим контактом третьего ключа, дополнительно введены первый и второй рычаги управления двигателями, четвертый и пятый ключи, управляющие входы которых соединены соответственно с первым и вторым выходами блока сравнения режимов работы двигателей, первый и второй переменные резисторы, первые выводы которых соединены с отрицательной шиной источника питания, вторые выводы - соединены с общей точкой источника питания, а движки - механически соединены соответственно с первым и вторым рычагами управления двигателями и электрически соединены соответственно через замыкающие контакты четвертого и пятого ключей с подвижным контактом третьего ключа.

Введение в известное устройство рычагов управления двигателями, выполнение резисторов переменными и соединение по описанной выше схеме позволяет устранить возможный крен самолета в сторону работающего двигателя и улучшить аэродинамическое качество после парирования крена на различных режимах работы двигателей самолета. При этом повышается безопасность полета на наиболее сложных этапах полета (взлете и посадке).

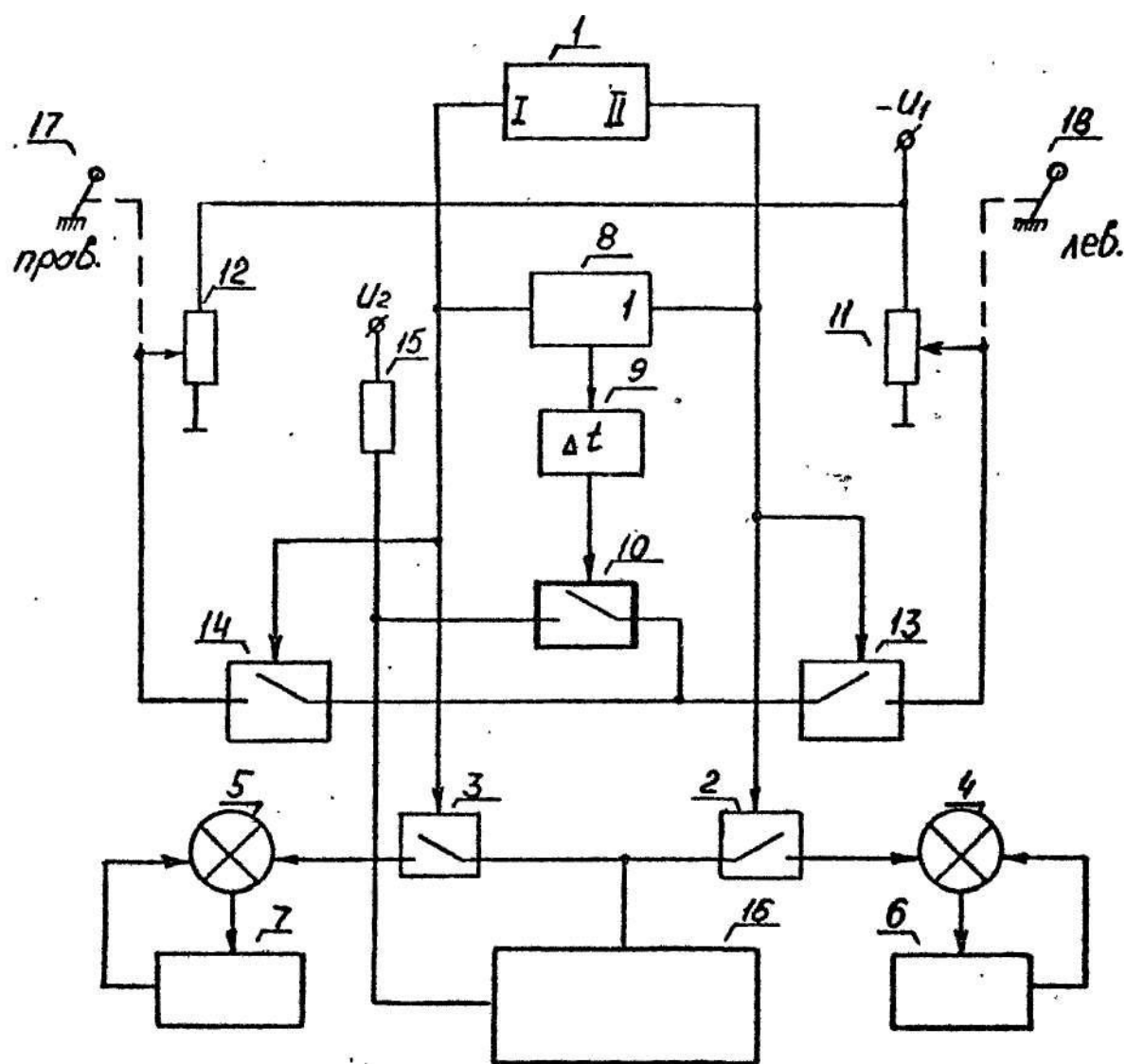
На чертеже представлена схема устройства для автоматического парирования крена летательного аппарата при отказах двигателей.

В состав устройства входят блок сравнения режимов двигателей 1, выходы которого подключены к управляющим входам ключей 2,3, выходы которых через сумматоры 4,5 соединены с рулевыми приводами 6, 7, логический элемент ИЛИ 8, выход которого через блок задержки 9 связан с управляющим входом третьего ключа 10, подвижный контакт которого соединен с движками переменных резисторов 11,12 через замыкающие контакты ключей 13, 14, а замыкающий контакт - с резистором 15 и входом интегратора 16, выход которого соединен через замыкающие контакты ключей 2,3 с входами сумматоров 4 и 5 соответственно, рычаги управления двигателями 17, 18, механически связанные с движками переменных резисторов 12, 11.

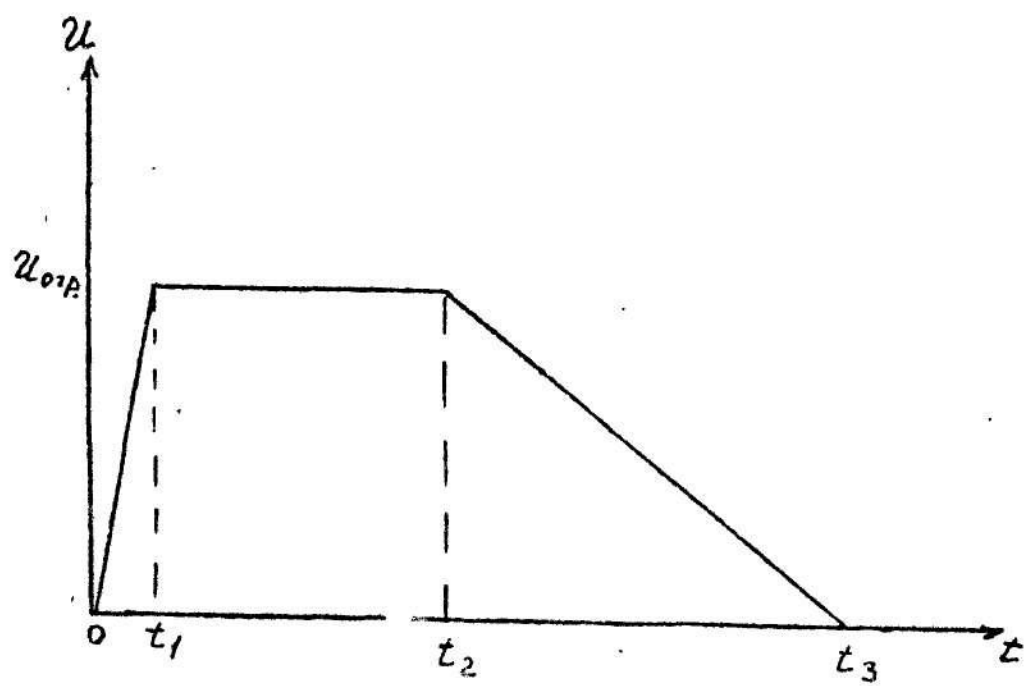
Устройство работает следующим образом.

При отказе, например, правого двигателя на первом выходе блока 1 появляется сигнал, поступающий на управляющие входы ключей 3, 14 и на вход элемента ИЛИ 8. На выходе элемента ИЛИ 8 появляется сигнал, включающий блок задержки 9, который замыкает ключ 10. Интегратор 16 взводится до уровня $U_{\text{ор}}$, которое определяется положением движка переменного резистора 12.

Нормированный сигнал с выхода интегратора 16 поступает на рулевой привод 7, который отклоняет интерцептор на стороне работающего двигателя. При этом угол отклонения интерцептора зависит от положения рычага управления двигателем 17. После этого автоматически парируется крен самолета. Через время Δt , определяемое блоком задержки 9, снимается сигнал управления с ключа 10, после чего выходное напряжение интегратора 16 начинает уменьшаться и за время $t_3 - t_2$ достигнет значения U_{∞} скоростью, определяемой величиной резистора 15 и напряжением источника U_2 . Соответственно, убирается интерцептор на стороне работающего двигателя.



Фиг. I



Фиг. 2