

УДК 629.7.016

ИССЛЕДОВАНИЕ ЗОН ОПАСНЫХ СОЧЕТАНИЙ "ВЫСОТА – СКОРОСТЬ ПОЛЕТА" ДЛЯ АВТОЖИРА

В.А. ИВЧИН

Статья представлена доктором технических наук, профессором Ципенко В.Г.

В настоящей работе на основе моделирования на пилотажном стенде проведены исследования по определению опасных сочетаний "высота – скорость полета" для автожира, и разработаны предварительные рекомендации по действиям летчика в случае отказа силовой установки автожира.

Ключевые слова: автожир, моделирование, "высота – скорость полета", рекомендации по пилотированию.

Введение

В настоящей работе проводятся исследования опасных зон сочетания "высота – скорость полета" (H-V) для автожира взлетной массой 850 кг, имеющего силовую установку с одним двигателем, путем моделирования на пилотажном стенде. Для исследований была применена современная математическая модель вертолета [1; 2], доработанная с учетом специфики ротора автожира, его системы управления и наличия пропульсивного движителя.

Определение наивыгоднейшей скорости полета

Отказы силовой установки летательного аппарата могут произойти на любом режиме полета. Условно их можно разделить на два случая:

- отказ силовой установки высоко над взлетно-посадочной полосой, когда у пилота имеется запас высоты и времени для принятия решения;
- отказ силовой установки на малой высоте над взлетной полосой, когда у пилота минимум времени для принятия решения.

В указанных ситуациях действия летчика существенно отличаются. В первом случае пилот должен перейти на режим наивыгоднейшей скорости полета с целью обеспечения минимальной скорости снижения автожира для обеспечения времени выбора посадочной площадки и планирования своих действий при ее осуществлении. Во втором случае летчик должен осуществлять посадку сразу без предварительной подготовки.

Для осуществления первого случая на пилотажном стенде было выполнено моделирование полета автожира со взлетной массой 850 кг. На рис. 1 представлены балансировочные характеристики автожира при снижении с отказавшим двигателем. Из графиков видно, что продольное отклонение ротора по мере увеличения скорости автожира изменяется от величины $0,7^\circ$ на минимальной скорости полета до $-3,5^\circ$ при скорости полета 150 км/ч, при этом угол тангажа летательного аппарата меняется соответственно от $-12,9^\circ$ до -26° . Частота вращения ротора во всем диапазоне исследуемых скоростей меняется мало: от 350 об/мин до 365 об/мин (рис. 2).

Наивыгоднейшая скорость полета определяется по минимальной скорости снижения автожира с отказавшим двигателем. На рис. 2 представлена зависимость вертикальной скорости снижения от поступательной скорости полета, из которой видно, что минимальная скорость снижения автожира составляет -6 м/с и достигает при поступательной скорости полета 60 км/ч. Из графика также видно, что на границах эксплуатационного диапазона скоростей полета вертикальная скорость снижения при полете с отказавшим двигателем достигает $-11 \div -15$ м/с. Оценивая получен-

ные результаты, можно заключить, что при отказе двигателя на высоте более 100-150 м над землей летчику рекомендуется перейти на поступательную скорость 60-70 км/ч для обеспечения минимальной скорости снижения.

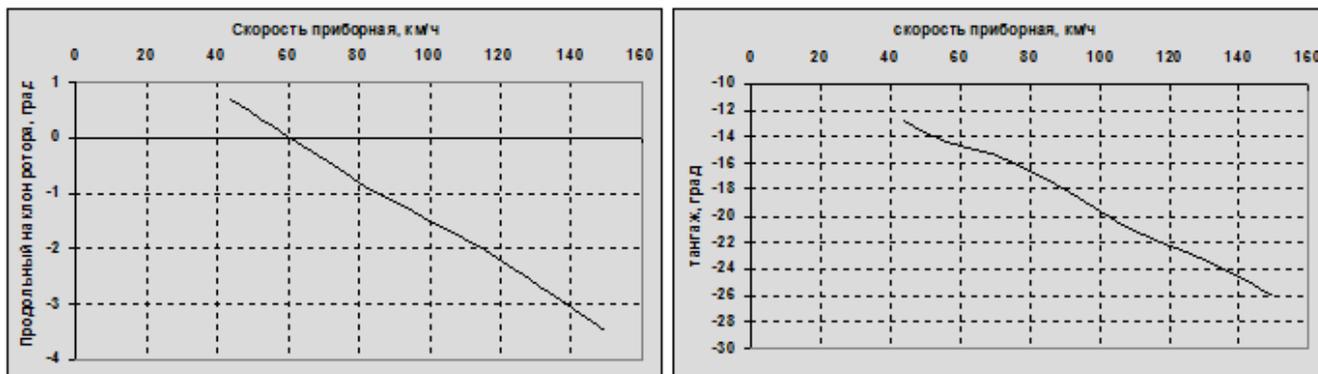


Рис. 1

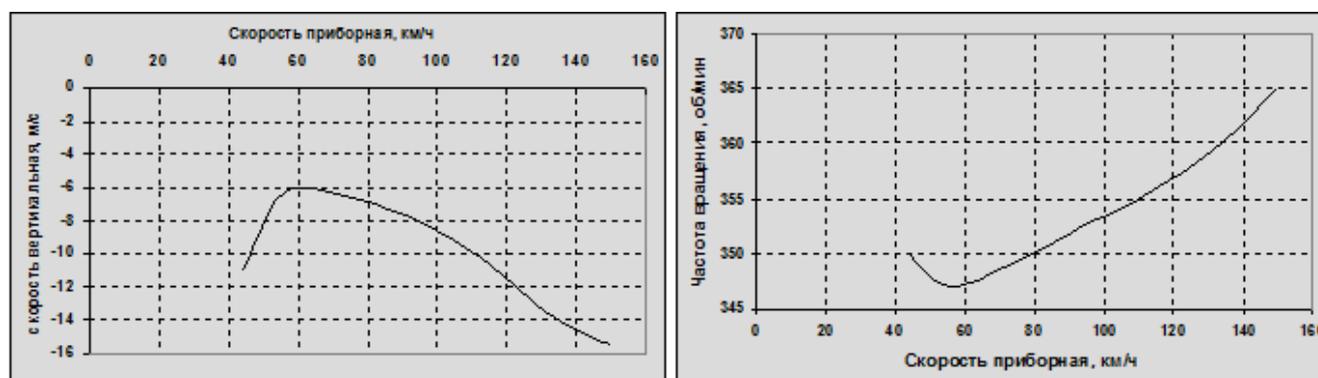


Рис. 2

Исследование посадки автожира с отказавшим двигателем

Первоначально была рассмотрена техника выполнения посадок с отказавшим двигателем по опыту вертолета. Однако в отличие от вертолета у пилота автожира отсутствует рычаг шага винта, а есть только ручка продольного и поперечного управления, которая может повлиять на посадочные характеристики. Поэтому были проведены исследования возможности выполнения безопасной посадки с наимыгоднейшей скорости (по аналогии с вертолетом), которая определена в предыдущем разделе. На пилотажном стенде было выполнено несколько реализаций рассмотренного посадочного режима с целью поиска оптимальных параметров посадки, обеспечивающих необходимые требования по условиям безопасности. На рис. 3, 4 представлены параметры движения автожира в функции времени для оптимального случая с момента начала выполнения предпосадочного маневра до касания земли.

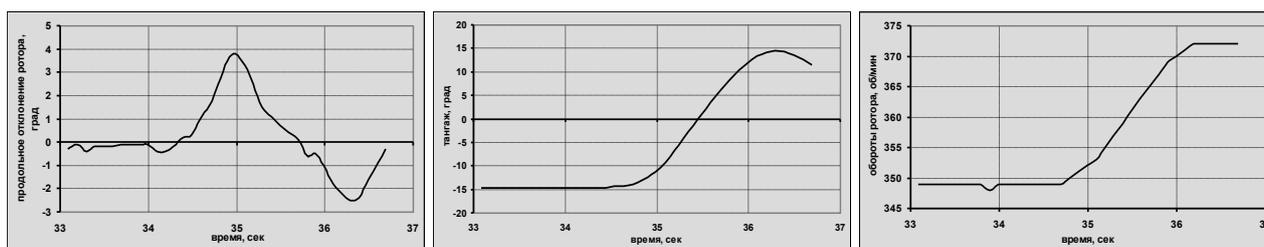


Рис. 3

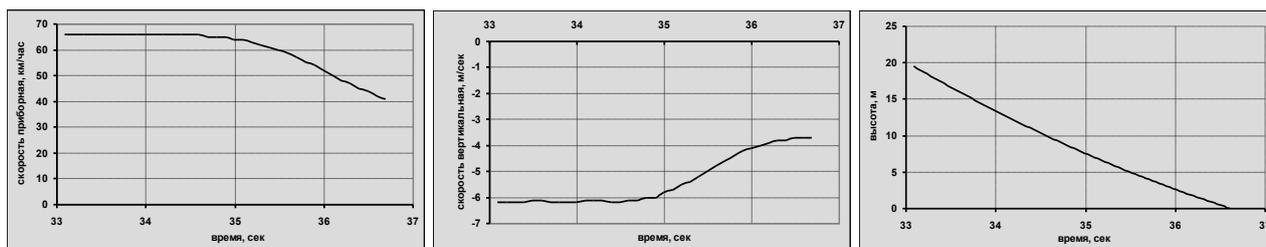


Рис. 4

В представленном на рис. 3 случае летчик-оператор, начиная с 34 с, отклонением рычага продольного управления за 1 с изменил положение ротора до значения $3,8^\circ$ на кабрирование, затем за 1,5 с перевел наклон ротора на $-2,5^\circ$ на пикирование, а затем вернулся к значению установившегося планирования. Эти действия были предприняты для гашения вертикальной скорости снижения к моменту касания земли до минимального значения и сопровождаются соответствующим торможением поступательной скорости автожира.

На вертолете, в отличие от автожира, отклонение ручки управления "на себя" обеспечивает в основном торможение, то есть гашение поступательной скорости полета, а для гашения вертикальной скорости снижения используется увеличение шага несущего винта. Так как у автожира единственным органом управления ротором является ручка управления, то она применяется одновременно как для гашения поступательной скорости, так и для снижения вертикальной скорости касания земли.

При выполнении посадки летчик-оператор контролировал изменение угла тангажа автожира, изменение которого является следствием отклонения ротора, не допуская его увеличения более 15° , что максимально допустимо при существующей конструкции. Во время выполнения всего вышеописанного маневра частота вращения ротора плавно изменялась от 348 об/мин до 372 об/мин (рис. 3). На рис. 4 представлены графики изменения параметров движения автожира при выполнении исследуемой посадки. Из сопоставления графиков рис. 3, 4 видно, что предпосадочный маневр (начало кабрирования) начинается на высоте около 10 м от земли ($t = 34,5$ с), вертикальная скорость в момент касания земли составляет $-3,7$ м/с, поступательная скорость равна 41 км/ч, а изменение высоты от начала предпосадочного маневра до касания земли составляет 10 м. По конструктивным условиям полученное значение вертикальной скорости превышает допустимую величину, равную $-2,0$ м/с, поэтому необходим поиск закона управления автожиром, который обеспечит выполнение ограничения.

Было проведено параметрическое моделирование на пилотажном стенде посадок при различных скоростях и разных законах управления. По результатам проведенных исследований было установлено, что реализовать требования по вертикальной скорости в момент касания автожиром земли возможно при планировании в диапазоне поступательных скоростей 85-100 км/ч. Исследования показали, что чем больше поступательная скорость планирования, тем больше возможности посадить автожир с заданной вертикальной скоростью. Это объясняется физической сущностью явления авторотации несущего винта: при постоянном шаге ротора режим авторотации существенно облегчается при увеличении скорости полета. При правильном пилотировании посадка происходит с вертикальной скоростью -2 м/с. На рис. 5 представлены результаты моделирования такой посадки автожира.



Рис. 5

Предпосадочный маневр начинается с высоты ≈ 13 м, что соответствует моменту времени $\approx 33,5$ с, изменением наклона ротора от -1° в начале режима на поступательной скорости 85 км/ч до $\approx 0^\circ$ за 1 с. Вертикальная скорость изменяется от $-6,8$ м/с до -2 м/с в момент посадки, а поступательная – от 85 км/ч до 63 км/ч в момент касания земли. В процессе посадочного маневра частота вращения ротора изменилась в диапазоне 350-377 об/мин, а угол тангажа автожира изменяется в диапазоне 16° - 1° .

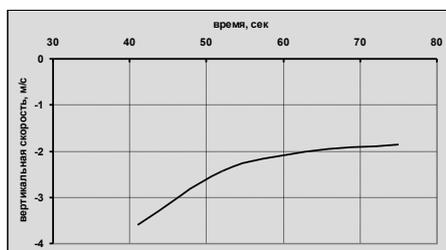


Рис. 6

Следует отметить, что при посадке со скорости планирования 65 км/ч поступательная скорость при касании земли составила 40 км/ч, то есть была меньше на 23 км/ч, чем в предыдущем варианте. Параметрическое моделирование позволило получить график зависимости вертикальной скорости от поступательной посадочной скорости в момент касания земли, представленный на рис. 6. Этот график аналогичен подобному графику для вертолетов, поэтому можно сделать вывод о правильности принятого подхода при

исследованиях посадки автожира с отказавшим двигателем.

Исследование границ опасных зон Н-V для автожира

В соответствии с определениями, принятыми для винтокрылых аппаратов [3], имеются две опасные зоны. Одна из них (левая) охватывает малые скорости полета, а вторая (правая) определяет область режимов, связанных с большими скоростями полета вблизи земли. Вследствие особенностей аэродинамических характеристик автожиров, у которых ротор постоянно находится на режиме авторотации, правая зона у него отсутствует, так как автожир при наличии достаточно большой скорости (более 150 км/ч) может совершить безопасную посадку при отказе двигателя вблизи земли. Особенностью левой зоны опасных сочетаний Н-V является наличие двух границ, верхней и нижней, каждая из которых определяется положением автожира по высоте относительно земли и характером действий летчика при отказе двигателя.

Исследования на пилотажном стенде методически выполнялись путем моделирования режимов полета автожира с разными скоростями, на которых происходил отказ двигателя: 42; 52; 70; 90; 110; 130 и 150 км/ч. Летчик-оператор балансировал автожир на каждой из перечисленных скоростей полета, выдерживал некоторое время установившийся режим полета и вводил команду на отказ двигателя. Мощность двигателя со значения, характерного для моделируемого режима, мгновенно падала до нулевой величины вследствие особенностей работы поршневого двигателя и малого инерционного момента маршевого винта. Практически сразу начинала уменьшаться приборная скорость автожира, что служило сигналом летчику-оператору к принятию решения. Изменением положения ротора летчик-оператор разгонял автожир или тормозил его до достижения приблизительного значения рекомендованной скорости 85 км/ч. Затем недолго (порядка 1-2 с) выдерживал это значение и начинал выполнять предпосадочный маневр и посадку по методике, описанной выше. Выполнялось несколько реализаций полетов для каждой исследуемой скорости. Последующий анализ позволял получить среднее значение высоты, необходимой для выполнения всего маневра с момента отказа двигателя до момента касания земли.

В качестве примера на рис. 7, 8 представлены результаты моделирования посадки автожира по описанной выше технологии при отказе двигателя на скорости полета 52 км/ч. На режиме установившегося полета на скорости 52 км/ч угол наклона ротора автожира по продольному управлению равнялся $1,7^\circ$ (рис. 7). После отказа двигателя для разгона аппарата до рекомендуемой скорости с последующим торможением летчик-оператор за 1,5 с уменьшил угол ротора до -4° с целью парировать момент на кабрирование, возникший вследствие останова маршевого

винта и обнуления его тяги. После этого летчик-оператор переводил автожир на режим снижения с разгоном до рекомендованной скорости и при ее достижении выполнял торможение наклоном ручки управления на себя от -1° до $+1^\circ$, выполняя посадку с вертикальной скоростью -2 м/с. Как видно из графика, представленного на рис. 7, угол тангажа автожира в процессе проведенного моделирования изменяется от балансирующего значения $9,3^\circ$ на режиме горизонтального полета до величины -23° , при переходе на поступательную скорость 85 км/ч, мало изменяясь в течение 10 с, а затем достаточно интенсивно (за 6 с) переводится на кабрирование до $+7,4^\circ$ в момент посадки летательного аппарата.

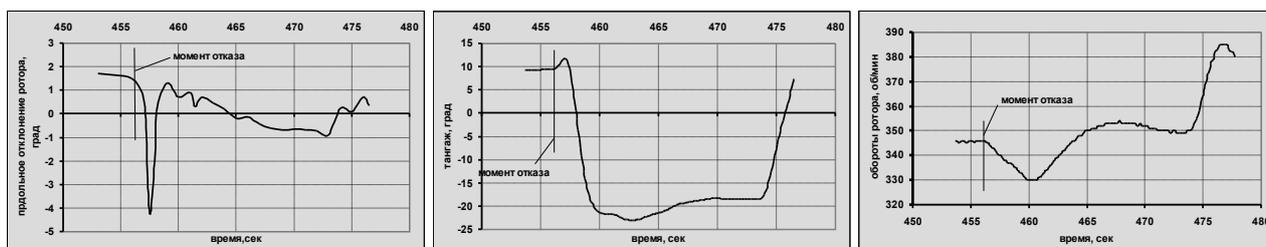


Рис. 7

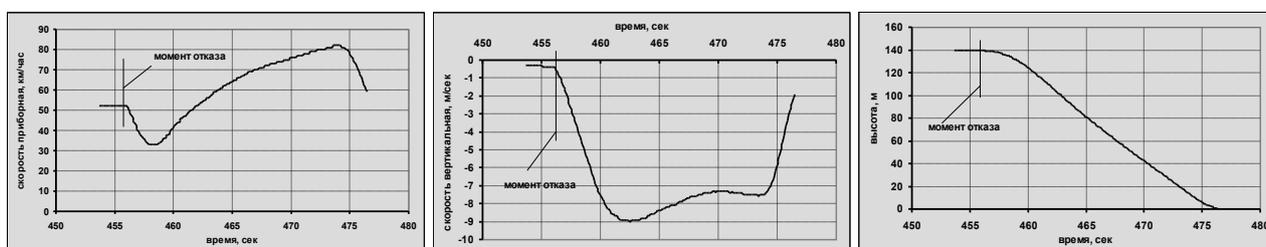


Рис. 8

Частота вращения ротора автожира на рассматриваемом режиме меняется в диапазоне 346-330 об/мин на начальном участке горизонтального полета, а затем возрастает до 350 об/мин в момент достижения поступательной скорости 85 км/ч, оставаясь практически неизменной в течение 8 с. При выполнении торможения при посадке летчик-оператор увеличивает частоту вращения ротора, которая в момент касания земли составляет 380 об/мин (рис. 7).

С момента отказа двигателя поступательная скорость автожира достаточно интенсивно начинает уменьшаться, через 3 с достигая минимального значения 33 км/ч. Это происходит несмотря на своевременные действия летчика-оператора, направленные на перевод автожира на снижение для его разгона до поступательной скорости. Только через 3 с после отказа двигателя автожир начинает разгоняться и достигает скорости 82 км/ч еще через 16 с. После кратковременной стабилизации происходит торможение автожира до скорости 60 км/ч, с которой происходит касание земли (рис. 8).

Вертикальная скорость на рассматриваемом режиме, начиная с момента отказа двигателя, интенсивно уменьшается до значения -9 м/с и становится равной $-7,6$ м/с к моменту достижения поступательной скорости 82 км/ч. Начиная с момента торможения, когда летчик-оператор отклоняет ручку управления "на себя", вертикальная скорость быстро уменьшается до значения -2 м/с к моменту приземления автожира (рис. 8). Взятие ручки на себя в момент посадки эквивалентно выполнению "подрыва" общим шагом несущего винта для посадки вертолета с режима самовращения несущего винта. Однако на автожире с единственным органом управления по величине тяги, это приводит также и к торможению аппарата. Поэтому выполнение такого управляющего действия является менее эффективным по сравнению с подрывом несущего винта вертолета. Тем не менее требуемая величина вертикальной посадочной скорости при правильных действиях летчика может быть достигнута.

С момента отказа двигателя до момента приземления потеря высоты составила 140 м (рис. 8). Эта величина является одной из точек, составляющих верхнюю границу опасной зоны при отказе двигателя на скорости полета 52 км/ч.

Представленный режим получен последовательным параметрическим моделированием изменения действий летчика-оператора с целью получения оптимального сочетания величин вертикальной и поступательной скоростей автожира в момент касания земли. Именно поэтому полученное значение высоты является минимальной величиной, так как при отказе двигателя на меньшей высоте полета (с той же самой поступательной скоростью) на все необходимые действия для выполнения безаварийной посадки не хватит запаса высоты. Если же отказ произойдет на высоте, большей 140 м, летчик-оператор будет иметь запас времени для перехода на рекомендованную скорость планирования, затем будет снижаться с установившейся вертикальной скоростью (около -7 м/с), после чего с высоты 13-14 м выполнит предпосадочный маневр.

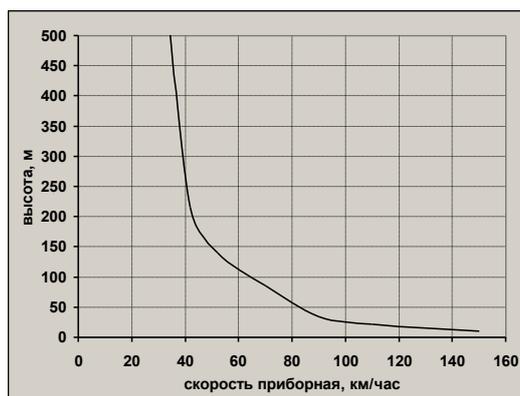


Рис. 9

Аналогичные исследования возможности безопасной посадки автожира были выполнены для указанных выше скоростей полета. В результате этих исследований была получена верхняя граница левой опасной зоны сочетаний H-V, представленная на рис. 9.

Особенностью нижней границы опасной зоны H-V является то, что при малой высоте полета вблизи земли также существует допустимая область, в которой может быть осуществлена безопасная посадка при отказе двигателя. Эта область определяется как скоростью полета, так и высотой полета над поверхностью земли. К примеру, при скорости полета 50 км/ч автожир не может осуществить безопасную посадку при отказе двигателя,

если он выполняет полет на высоте 20 м, так как вертикальная скорость в момент касания земли будет выше допустимой -2 м/с. При увеличении скорости полета величина безопасной высоты полета растет, что определяется аэродинамическими свойствами авторотирующего ротора. Для этой области нижней границей опасной зоны H-V является максимальная высота полета автожира над поверхностью земли, с которой можно произвести безопасную посадку летательного аппарата в случае отказа двигателя на той или иной скорости.

Методика определения нижней границы зоны аналогична той, которая применена для определения верхней границы опасной зоны. На пилотажном стенде было выполнено несколько реализаций каждой из исследуемых скоростей, и после анализа полученных материалов моделирования определена нижняя граница опасной зоны.

В качестве примера на рис. 10, 11 представлены результаты моделирования посадки автожира при отказе двигателя на скорости установившегося полета, равной 150 км/ч на высоте 5-6 м. Отличие данного режима от предыдущих состоит в том, что этот режим был получен путем увеличения высоты полета. При полете на скорости 150 км/ч наклон ротора вперед составляет -3° . После отказа двигателя летчик-оператор, стремясь произвести торможение, изменил угол установки ротора до $+1^\circ$. К этому времени поступательная скорость автожира уменьшилась до рекомендованной величины (80-82 км/ч), угол тангажа составил -6° , вертикальная скорость снижения после некоторых небольших по амплитуде колебаний составила $-1,2$ м/с. Частота вращения ротора уменьшается с величины 379 об/мин (на горизонтальном полете) до 346 об/мин. В этот момент времени летчик-оператор перевел аппарат в режим кабрирования, и угол тангажа за 2 с изменился на 15° , достигнув значения 9° в момент касания земли. Поступательная скорость в момент приземления была 40 км/ч, а вертикальная скорость составила $-1,9$ м/с. Частота вращения ротора в связи с предпосадочным маневром возросла до 360 об/мин. Перепад высот от момента отказа двигателя до момента касания земли составил 6 м, что и является точкой на

нижней границе зоны, соответствующей скорости 150 км/ч, на которой произошел отказ двигателя.

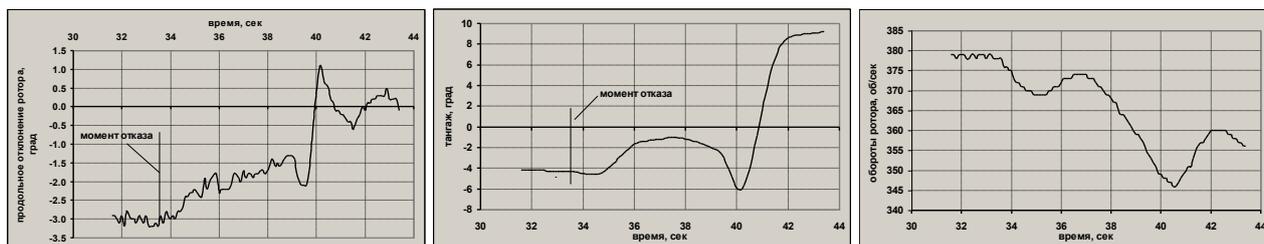


Рис. 10



Рис. 11

Следует отметить, что представленный режим весьма близок к режиму, соответствующему верхней границе опасной зоны (рис. 9) как по характеру изменения параметров автожира, так и по допустимой высоте полета с точки зрения отказов двигателя. Поэтому можно считать, что в районе скорости полета ≈ 150 км/ч верхняя и нижняя границы опасной зоны совпадают. Аналогичные исследования были выполнены для других, меньших скоростей полета, в результате которых была получена нижняя граница левой опасной зоны.

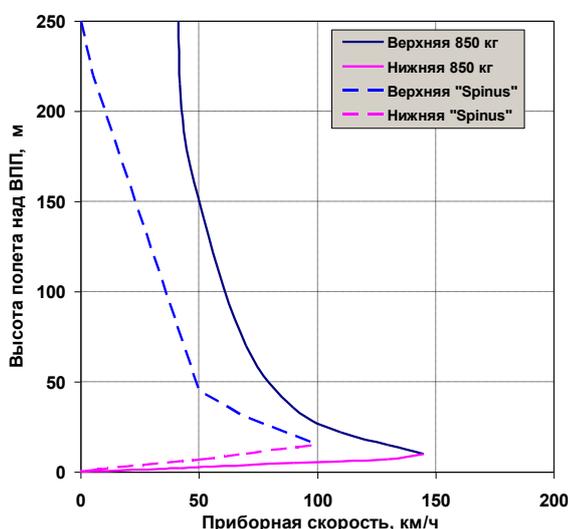


Рис. 12

Выводы

На основе обобщения результатов моделирования отказа силовой установки на режимах полета в широкой области сочетаний высота – скорость полета была получена зона опасных сочетаний H-V для автожира, представленная на рис. 12. Для сравнения на рис. 12 также представлены границы опасной зоны H-V для автожира "Spinus" [4]. Сопоставление графиков показывает, что для исследуемого автожира зона несколько выше, хотя летные характеристики примерно одинаковые. Это отличие может определяться компоновочными различиями аппаратов. В частности, автожир массой 850 кг, как показали результаты моделирования, является неустойчивым в области малых скоростей. Вследствие особенностей

своей компоновки сбалансировать автожир на режиме вертикального снижения не удастся. Если оценивать возможности автожира "Spinus" по границам опасной зоны H-V, приведенной для него документации [4], то автожир имеет возможность снижаться на режиме нулевой поступательной скорости. Это является весьма сомнительным утверждением, учитывая, что минимальная разрешенная скорость полета составляет 55 км/ч по той же документации. Кроме того, неизвестно из каких условий определялась граница опасной зоны для автожира "Spinus".

Также следует отметить, что для разных автожиров при их одинаковой компоновке, некотором геометрическом и весовом подобии можно считать, что граница опасной зоны Н-V у них будет близка при примерно равной нагрузке на ометаемую площадь ротора. Например, при полетной массе 520 кг и 30 футовом роторе нагрузка на ометаемую площадь составит 8,0 кг/м, а автожир с полетной массой 850 кг и 32 футовым ротором будет иметь нагрузку на ометаемую площадь 9,7 кг/м. При этих параметрах границы опасных зон для обоих автожиров будут близки, однако окончательное определение границ опасной зоны при изменении конфигурации следует проверить расчетом.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Ивчин В.А., Черток О.Л.** Новая математическая модель динамики вертолета для тренажеров и пилотажных стендов / Сб. тезисов междунар. науч.-технич. конф. "Новые рубежи авиационной науки" АСТЕК'07. М., 2007. С. 94-95.
2. **Ивчин В.А.** Современная математическая модель для исследования динамики вертолета на пилотажных стендах // *Научный Вестник МГТУ ГА*. 2008. № 125 (1). С. 54-62.
3. **Акимов А.И., Берестов Л.М., Михеев Р.А.** *Летные испытания вертолетов*. 2-е изд. М.: Машиностроение, 1994. 408 с.
4. *Автожир Spinus. Летно-эксплуатационный справочник*. Редакция 001 02, 2004. С. 10.

RESEARCH OF AREAS OF DANGEROUS COMBINATION "HEIGHT – FLIGHT SPEED" FOR GYROPLANE

Ivchin V.A.

The article conducted research, using the simulation PFD stand to determine dangerous combination "height – flight speed" for gyroplane and developed preliminary recommendations on the actions of the pilot in the event of failure of the gyroplane power plant.

Keywords: gyro, simulation, "height – flight speed", recommendations on piloting.

REFERENCES

1. **Ivchin V.A., Chertok O.L.** Novaja matematicheskaja model' dinamiki vertoletov dlja trenazherov i pilotazhnyh stendov. *Sbornik tezisov Mezhdunarodnoj nauchno-tekhnicheskoy konferencii "Noviye rubezhi aviacionnoj nauki" АСТЕК'07*. М. Рр. 94-95. (In Russian).
2. **Ivchin V.A.** Sovremennaja matematicheskaja model' dlja issledovaniya dinamiki vertoletov na pilotazhnyh stendah. *Nauchnij Vestnik MGTU GA*. 2008. № 125(1). Рр. 54-62. (In Russian).
3. **Akimov A.I., Berestov L.M., Mikheev R.A.** *Letniye ispihtaniya vertoletov*. М.: Mashinostroenie. 1980. 408 p. (In Russian).
4. *Avtozhir Spinus. Letno-ehkspluatacionnij spravochnik*. Redakciya 001 02. 2004. P. 10. (In Russian).

Сведения об авторе

Ивчин Валерий Андреевич, 1951 г.р., окончил МАИ (1974), кандидат технических наук, докторант МГТУ ГА, начальник отдела аэродинамики и динамики вертолета ОАО "МВЗ им. М.Л. Миля", автор более 90 научных работ, область научных интересов – аэродинамика и динамика несущих винтов, динамика вертолета, математическое моделирование вертолета на пилотажных стендах, экспериментальные исследования аэродинамики винтов вертолета.