

Влияние маневренных характеристик самолета на часовую производительность авиационных химических работ

А.Г. Шнырев

В статье исследуется влияние маневренных характеристик самолета на часовую производительность авиационных химических работ с помощью программы Траектория."

Одной из основных задач, решаемых на начальном этапе проектирования самолета является выбор летно-технических характеристик, реализация которых позволит создать изделие с высокими потребительскими свойствами.

Для современного самолета для распределения химических веществ и биологических объектов (далее - сельхозсамолета) основным свойством, определяющим его привлекательность для потребителя, является высокая экономическая эффективность его применения при обеспечении надлежащей безопасности работ.

При проведении анализа необходимо учесть, что оплата за авиационно-химические работы (далее - АХР) традиционно производится пропорционально обработанной площади и полный цикл хозяйственной деятельности в сельском хозяйстве равен году. Для этого, в качестве основного критерия, влияющего на экономическую эффективность АХР, принят годовой размер обработанной площади.

Общую площадь, обработанную за год, можно представить в виде зависимости:

$$S = q_{\text{ч}} t_{\text{год}},$$

где $q_{\text{ч}}$ - часовая производительность, гектар в час, а $t_{\text{год}}$ - годовое полетное время (количество отработанных часов за год).

В настоящей статье будет рассмотрено влияние летно-технических характеристик на часовую производительность ($q_{\text{ч}}$).

Методы исследования

В качестве основного инструмента для исследований использовалась написанная автором программа "Траектория", имитирующая полет самолета при выполнении АХР с помощью кинематических зависимостей.

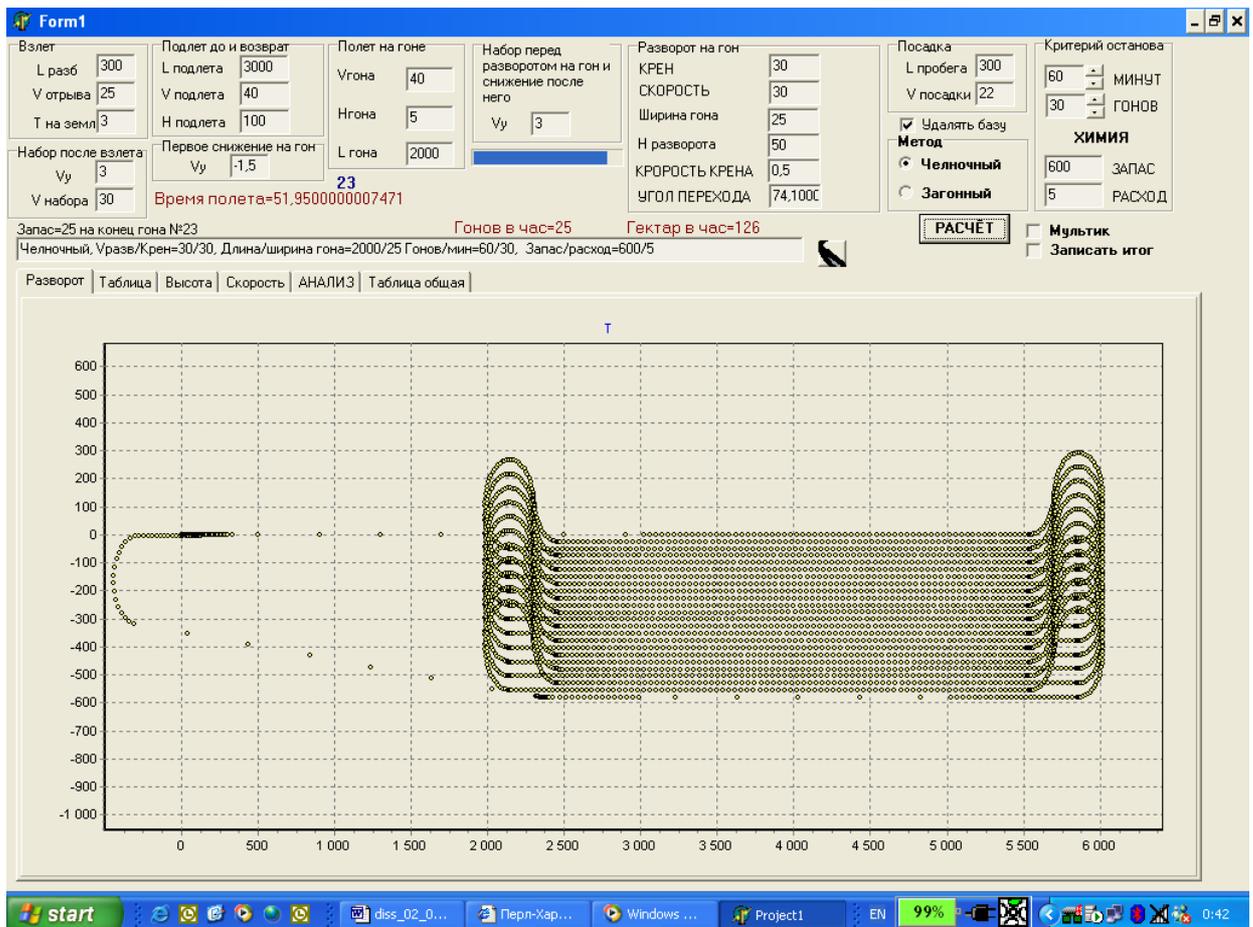


Рис. 1. Интерфейс программы "Траектория"

В программе, написанной при помощи оболочки Borland Delphi 7.0, использован принцип математического интегрирования скоростей по времени с использованием указанных ниже кинематическими зависимостями.

Основные зависимости:

$$X_{i+1} = X_i + V_i t_i \sin \beta_i - \text{продольное движение,}$$

$$Y_{i+1} = Y_i + V_i t_i \cos \beta_i - \text{поперечное движение,}$$

$$h_{i+1} = h_i + V_{yi} t_i - \text{вертикальное движение,}$$

где:

$$V_{i+1} = V_i + a_i t_i,$$

$$\beta_{i+1} = \beta_i + \frac{9,81 \text{tg} \gamma_i t_i}{V_i},$$

$$\gamma_{i+1} = \gamma_i + \omega_{xi} t_i.$$

Программа имитирует различные этапы полета с помощью определения начальных и конечных значений переменных приведенных выше формул, а также других ограничений, характеризующих выполнение производственного полета при выполнении АХР.

Ввод-вывод данных производится посредством сетевой базы данных MS SQL 2000.

В результате работы программа выводит время выполнения различных этапов, производительность, графическую информацию о высоте, скорости и положении самолета в горизонтальной плоскости, а также иные данные используемые для анализа полета сельхозсамолета.

Для проверки корректности работы программы вручную рассчитаны результаты в нескольких точках и сравнены с результатами, полученными в ходе работы программы:

При использовании исходных данных:

$$V_{\text{зона}} \in 40 \text{ / } , L_{\text{зона}} = 1000 \text{ , } \gamma_{\text{вир}} = 30^\circ \text{ ,}$$

$$V_{\text{вир}} \in 30 \text{ / } , \omega_x = 50 \text{ рад}^{-1} \text{ , } \Delta H_{\text{разв}} = 45 \text{ ,}$$

$$V_{\text{ур разв}} \in 3 \text{ / } , b_{\text{зона}} = 0$$

определено время различных этапов при челночном и загоном методах АХР с помощью программы "Траектория" и вручную. Завышенное значение $\omega_x = 5 \text{ рад}^{-1}$ принято для исключения влияния скорости изменения крена на время выполнения разворота вследствие затруднительности учета такого влияния при ручном расчете.

При загоном методе, при выполнении 6 гонов, получим:

- при ручном расчете:

Время виража на угол 180° определяется как отношение половины длины окружности к скорости самолета:

$$t_{\text{вир}} = \frac{\pi r}{V_{\text{вир}}} .$$

Радиус виража можно определить из условия равенства радиального ускорения, возникающего от криволинейности траектории, и горизонтальной составляющей ускорения, возникающего при координированном полете самолета с креном γ в плоскости, перпендикулярной направлению полета:

$$\frac{V_{\text{вир}}^2}{r} = g \operatorname{tg}(\gamma) \text{ , откуда } r = \frac{V_{\text{вир}}^2}{g \operatorname{tg}(\gamma)} .$$

Подставив значение радиуса в приведенную выше формулу, определяющую время виража в 180° , получим зависимость:

$$t_{\text{вир}} = \frac{\pi V_{\text{вир}}}{9,81 \text{tg}(\gamma)}$$

С учетом времени набора и снижения высоты для выполнения виража время виража составит:

$$t_{\text{разв}} = t_{\text{вир}} + 2t_{\text{сниж}}, \text{ где } t_{\text{сниж}} = \frac{\Delta H_{\text{вир,гона}}}{V_{\text{усниж сред}}}, \text{ где } \Delta H_{\text{вир,гона}} - \text{разница высот виража и гона, а}$$

$V_{\text{усниж сред}}$ - средняя вертикальная скорость снижения с разворота на гон.

Применив выведенные формулы получим:

$$t_{\text{гонов}} = n_{\text{гонов}} \frac{L_{\text{гона}}}{V_{\text{гона}}} = 150,$$

$$t_{\text{разв}} = (n_{\text{гонов}} - 1)(t_{\text{вир}} + 2t_{\text{наб,сниж}}) = 233,5,$$

$$\text{где } t_{\text{наб,сниж}} = \frac{\Delta H_{\text{разв}}}{V_{\text{уср разв}}} = 15, \text{ а } t_{\text{вир}} = \frac{\pi V_{\text{вир}}}{9,81 \text{tg}(\gamma_{\text{вир}})} = 16,6.$$

- при использовании программы:

$$t_{\text{гонов}} = 150, \quad t_{\text{разв}} = 239.$$

Несколько увеличенное время разворота, полученное при использовании программы "Траектория", объясняется тем, что приведенные выше формулы не учитывают время пролета участка равного ширине гона (25м).

При челночном методе, при выполнении 6 гонов, получим:

- при ручном расчете:

$$t_{\text{гонов}} = n_{\text{гонов}} \frac{L_{\text{гона}}}{V_{\text{гона}}} = 150,$$

$$t_{\text{разв}} = (n_{\text{гонов}} - 1)(t_{\text{вир}} + 2t_{\text{наб,сниж}}),$$

$$\text{где } t_{\text{вир}} = \frac{2\pi V_{\text{вир}}}{9,81 \text{tg}(\gamma_{\text{вир}})} + \frac{2r_{\text{вир}}}{V_{\text{вир}}}, \text{ а } r_{\text{вир}} = \frac{V_{\text{вир}}^2}{9,81 \text{tg}(\gamma_{\text{вир}})} = 158,9 - \text{из условия равенства}$$

горизонтальных составляющих ускорений действующих в плоскости, перпендикулярной вектору скорости.

$$t_{\text{вир}} = \frac{2\pi V_{\text{вир}}}{9,81 \text{tg}(\gamma_{\text{вир}})} + \frac{2r_{\text{вир}}}{V_{\text{вир}}} = 43,87 \text{c},$$

$$\text{откуда } t_{\text{разв}} = 369 \text{c}.$$

- при использовании программы:

$$t_{\text{зонв}} = 150, \quad t_{\text{разв}} = 372.$$

Разница в 3 сек (менее 1%) объясняется тем, что при ручном расчете угол перехода из первого виража во второй, принят в 90° , что не учитывает необходимость смещения самолета в направлении, перпендикулярном гону, на величину ширины гона.

Таким образом, программа "Траектория" дает результаты с точностью, достаточной для анализа производственного процесса АХР, что подтверждается результатами летного эксперимента, произведенным автором на самолете Як-18Т.

Анализ структуры цикла АХР

Для выявления летно-технических характеристик, влияющих на часовую производительность работы самолета ($q_{\text{за}}$), в ходе исследований затраты времени при выполнении одного рабочего цикла АХР структурированы следующим образом:

$$t_{\text{цикла}} = t_{\text{запр}} + t_{\text{взл}} + 2(t_{\text{рул}} + t_{\text{наб}} + t_{\text{ГП}} + t_{\text{сниж}}) + N_{\text{гонов}}(t_{\text{зона}} + t_{\text{разв}} + t_{\text{наб,з}} + t_{\text{сниж,з}}) + t_{\text{пос}}$$

Для удобства анализа этапы полета сгруппируем следующим образом:

$$t_{\text{цикла}} = t_{\text{наземн}} + t_{\text{трансп}} + t_{\text{маневр}} + t_{\text{зонв}}, \text{ где}$$

$t_{\text{наземн}} = t_{\text{запр}} + t_{\text{взл}} + 2t_{\text{рул}} + t_{\text{пос}}$ - "наземное" время, в течение которого самолет находится на земле;

$t_{\text{трансп}} = 2(t_{\text{наб}} + t_{\text{ГП}} + t_{\text{сниж}})$ - "транспортное" время, связанное с движением от аэродрома до места работ и обратно;

$t_{\text{маневр}} = n_{\text{зонв}}(t_{\text{разв}} + t_{\text{наб,з}} + t_{\text{сниж,з}})$ - "маневренное" время, связанное с выполнением разворота на следующий гон;

$t_{\text{зонв}} = n_{\text{зонв}} t_{\text{зона}}$ - "полезное" время, - время выполнения гонов, полезное с точки зрения производства.

Очевидно, что одним из основных путей повышения эффективности АХР является сокращение долей времени (наземное, транспортное и маневренное) в производственном цикле в течение которого самолет непосредственно не вносит вещества, т.е. не находится над гоном.

Рассмотрим возможные направления снижения непроизводительных затрат времени на АХР:

Наземное время.

Наземное время слабо зависит от параметров самолета и определяется, в основном, совершенством наземного оборудования и инфраструктуры аэродрома (площадки).

Транспортное время

На транспортное время влияют две величины – крейсерская скорость и расстояние. Расстояние до аэродрома зависит от взлетно-посадочных характеристик (длины разбега и пробега) самолета. Крейсерская скорость зависит и от силы сопротивления самолета, которая увеличивается с увеличением площади крыла, необходимого для улучшения взлетно-посадочных характеристик. Таким образом, повышение крейсерской скорости и сокращение длин разбега-пробега носят взаимоисключающий характер. Практически, в качестве единственной меры по снижению доли транспортного времени может быть рассмотрено применение сложных систем механизации крыла, что редко применяется на сельхозсамолетах из-за влияния масштабного фактора и нежелании конструктора увеличивать стоимость самолета.

Исходя из выказанного, существенно уменьшить непроизводительные потери времени путем снижения наземной и транспортной составляющих посредством выбора рациональных летно-технических характеристик самолета не представляется возможным.

Маневренное время

Маневренное время, состоящее из времени набора и снижения высоты, а также времени выполнения виража (виражей), а в некоторых случаях, участка горизонтального полета, составляет большую часть времени цикла АХР. Это подтверждают представленные на рис.2 диаграммы, отражающие структуру затрат времени на различных этапах полета сельхозсамолета при различных методах выполнения АХР и параметрах выполнения разворота (при длине/ширине гона=1000/25м), которые построены с использованием программы "Траектория".

Часть маневренного времени - время, затраченное на набор высоты с гона и последующего снижения на гон, ощутимо сократить с помощью повышения вертикальной составляющей скорости самолета не представляется возможным. При этом благодаря переходу части кинетической энергии самолета в потенциальную за счет некоторого снижения скорости при наборе высоты, ограничением является не энерговооруженность, необходимая для обеспечения достаточной вертикальной скорости на участке набора, а максимальная скорость снижения на гон. Указанная скорость должна быть ограничена по соображениям безопасности, так как слишком интенсивно снижаться до высоты 5-10м опасно. Так как протяженность участка набора практически равна протяженности участка снижения из-за наличия препятствий (лесополоса, ЛЭП

и т.п.) по периметру обрабатываемого поля и необходимости соблюдения установленной ширины защитной полосы, что вынуждает при расчетах использовать равные (по модулю) значения вертикальных составляющих скорости на этапах набора перед разворотом и снижения на гон.

По существующим в настоящее время правилам [3], высота выполнения разворота на следующий гон в равнинной местности не может быть меньше 50м, а высота гона не менее 10м. По данным источников [4, 7] для повышения эффективности работ при применении ультрамалообъемного опыления производятся полеты на высотах 2-5м и разворот производится на высотах порядка 20м. Выполнение разворота на столь низкой высоте требует повышенного внимания от летчика и в случае внезапного отказа двигателя может поставить его в безвыходное положение. Это определяется тем, что при внезапном отказе двигателя в вираже для избежания потери скорости из-за высокого индуктивного сопротивления и потери управляемости самолетом, летчик должен перевести самолет в интенсивное снижение, уменьшая при этом крен. В случае отсутствия запаса высоты пилот может не успеть вывести самолет из крена, что вызовет потерю скорости и, как следствие, управляемости самолетом и пилоту не будет обеспечена возможность перевести самолет в посадочное положение перед касанием с землей или предотвратить столкновение с препятствием.

Не исключено, что при дальнейшем совершенствовании систем управления самолетом или создании специальных приспособлений и устройств станет возможным уменьшить разницу высот, что в свою очередь позволит значительно повысить производительность АХР.

Исходя из вышесказанного, основным путём сокращения непроизводительных затрат времени является путь сокращения затрат маневренного времени связанных с выполнением разворота на следующий гон.

Полезное время

Время выполнения полезной работы можно уменьшать путем увеличения скорости на гоне до ограничений, установленных агротехническими требованиями. при этом необходимо учитывать, что увеличение скорости на гоне может повлечь за собой увеличение скорости в вираже. Это может вызвать увеличение времени виража значительно большее, чем сокращение времени на гоне, что, как показывают расчеты, в большинстве случаев делает стремление к повышению скорости на гоне бесперспективным.

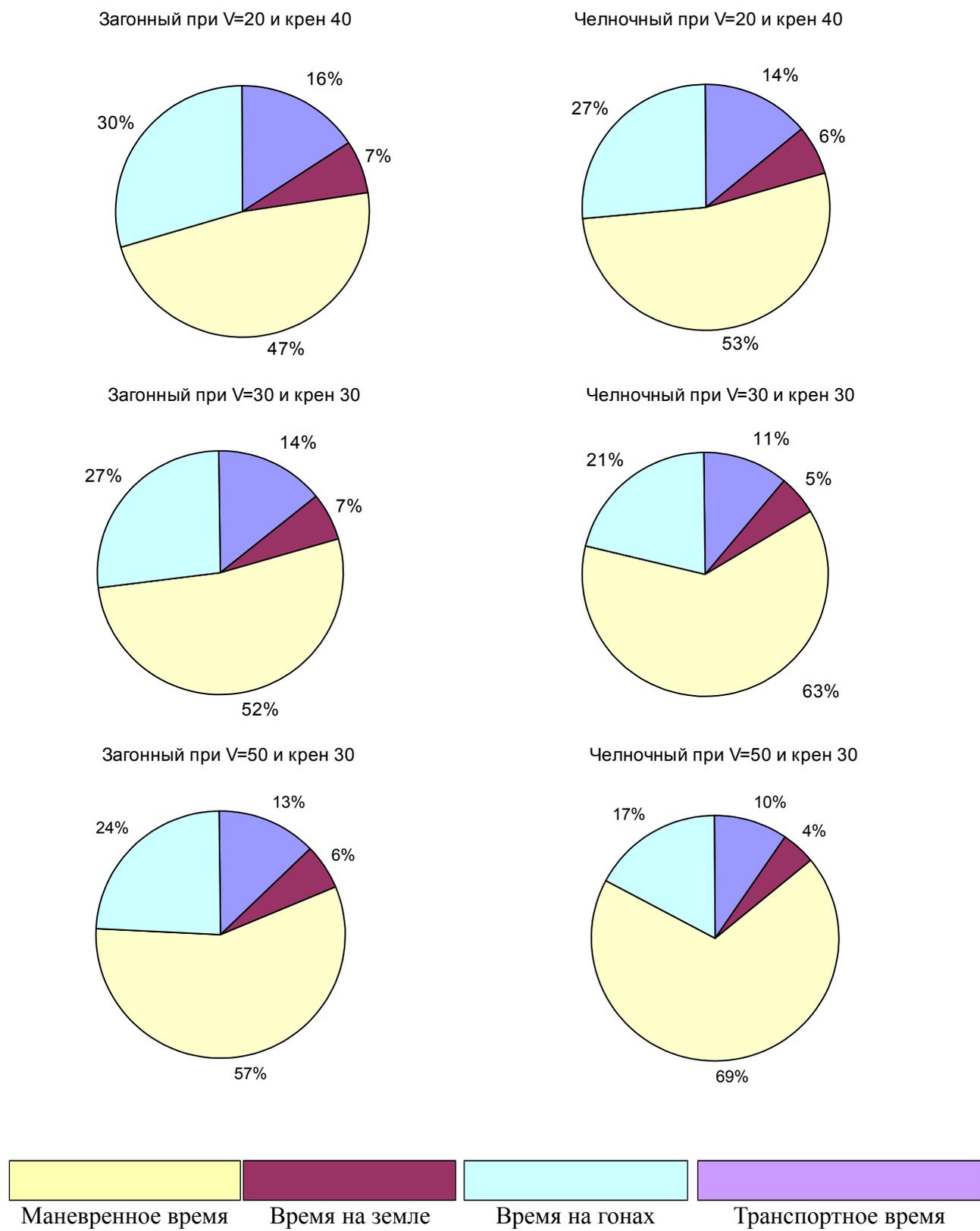


Рис. 2 Структура затрат времени на различных этапах полета сельхозсамолета при использовании различных методов АХР.

Влияние параметров виража на производительность АХР

В ходе предварительных исследований было установлено, что основное влияние на время виража оказывают следующие параметры:

- скорость полета;
- угол крена;
- скорость изменения угла крена.

Учитывая большую разницу во времени виража, выполняемого различными методами (челночным и загонным), отображенную на рис.2, анализ влияния параметров виража необходимо рассматривать для каждого метода отдельно.

Челночный метод

Для челночного метода АХР аналитически определить влияние указанных параметров разворота весьма затруднительно из-за необходимости учета процессов изменения крена и угла перехода из одного разворота в другой.

Для исследований используется программа "Траектория".

При подстановке массива $V_{разв}$ и $\gamma_{разв}$ в программу получены зависимости времени выполнения разворота при челночном методе работ, отраженные в таблице 1 и рис.3.

Таблица 1.

$V_{разв}, c /$	$t_{разв}, c$						
	$\gamma = 20^\circ$	$\gamma = 25^\circ$	$\gamma = 30^\circ$	$\gamma = 35^\circ$	$\gamma = 40^\circ$	$\gamma = 45^\circ$	$\gamma = 50^\circ$
20	76	66	59	55	51	48	46
25	88	75	67	61	56	52	50
30	100	85	74	67	61	57	53
35	111	94	82	73	66	61	57
40	123	103	89	79	71	65	60
45	135	112	96	85	76	70	64
50	146	121	104	91	82	74	67

В результате интерполяции методом наименьших квадратов данных в таблице 3 определены следующие зависимости:

$$\text{для крена } 20^\circ - t_{разв} = 2,33V_{вир} + 29,4,$$

$$\text{для крена } 30^\circ - t_{разв} = 1,48V_{вир} + 29,9,$$

$$\text{для крена } 40^\circ - t_{разв} = 1,02V_{вир} + 30,6.$$

Необходимо отметить, что суммарное время набора высоты разворота с высоты гона (45м) и снижения обратно со средней характерной скороподъемностью 3 м/с составит 30с, которые и составляют постоянную часть приведенных выше формул.

Для приближенных расчетов можно пользоваться следующей зависимостью:

$$t_{разв} = 42 \frac{V_{вир}}{\gamma_{вир}} + 30, \text{ где } V_{вир} \text{ в м/с, а } \gamma_{вир} \text{ в градусах.} \quad (1)$$

В диапазоне углов крена $25^\circ \dots 45^\circ$ и скоростей $20 \dots 50$ м/с формула (1) дает ошибку не более 5% по сравнению с данными, полученными в результате работы программы "Траектория". Эти данные сильно отличаются (приблизительно в два раза больше) от результатов полученных при использовании зависимостей, приведенных в работе [6], в которых не учитывается время набора-снижения, участок возврата и скорость изменения крена.

Загонный метод

При загонном методе без учета скорости изменения крена время разворота можно приближенно рассчитать по формуле (3), вывод которой приведен выше.

$$t_{вир} = \frac{\pi V_{вир}}{9,81tq(\gamma)} + 2 \frac{\Delta H_{вир,гона}}{V_{усниж\ сред}}. \quad (2)$$

Произведенный ниже анализ влияния скорости изменения крена показал незначительное влияние при применении загонного метода скорости изменения крена на время виража.

Однако, для получения точных результатов, время разворота рекомендуется определять с помощью программы "Траектория".

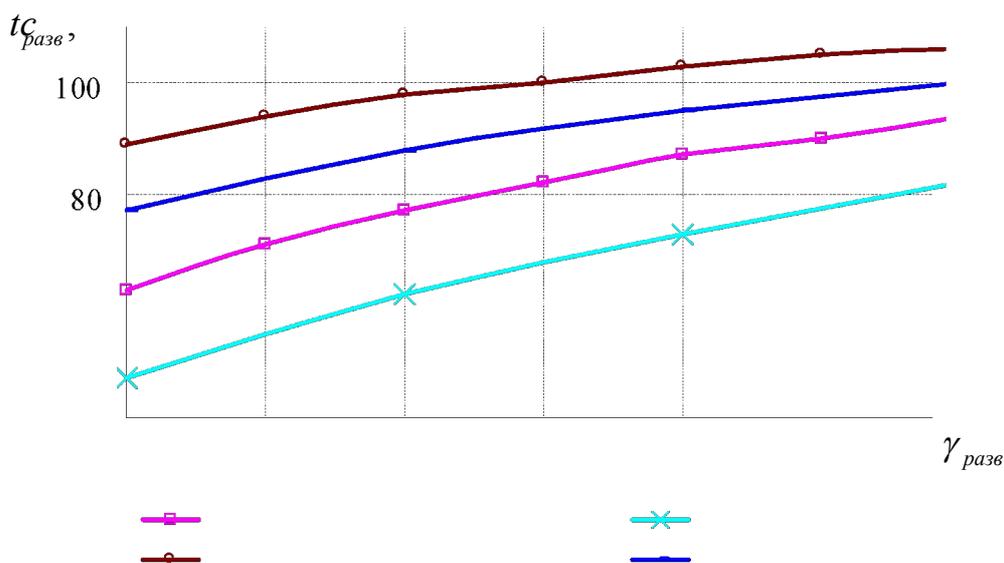


Рис. 3. Зависимость времени разворота от скорости и угла крена при челночном методе, полученная при использовании программы "Траектория".

Определение оптимальной скорости виража

Между скоростью самолета на гоне ($V_{гона}$) и скоростью в развороте ($V_{вир}$) имеется зависимость, определенная влиянием соотношения сил тяги двигателя и силы аэродинамического сопротивления конструкции самолета.

Для оценки влияния скорости виража на часовую производительность, зависимость между $V_{гона}$ и $V_{вир}$ представлена формулой:

$$V_{гона} = k_v V_{вир}.$$

При построении графика на рис.4 использовалось значение $k_v = 1,3$ полученное в результате предварительных расчетов, что не противоречит статистическим данным, приведенным в [4].

Описанной зависимостью $V_{гона}$ и $V_{вир}$ определяется наличие максимума в зависимости производительности от скорости виража при выполнении разворота на следующий гон показанной на Рис. 4.

Положение максимума зависит и от кадастровых условий и метода работ. Это обусловлено относительной значимостью времени выполнения разворота и гона в зависимости от длины гона и метода АХР.

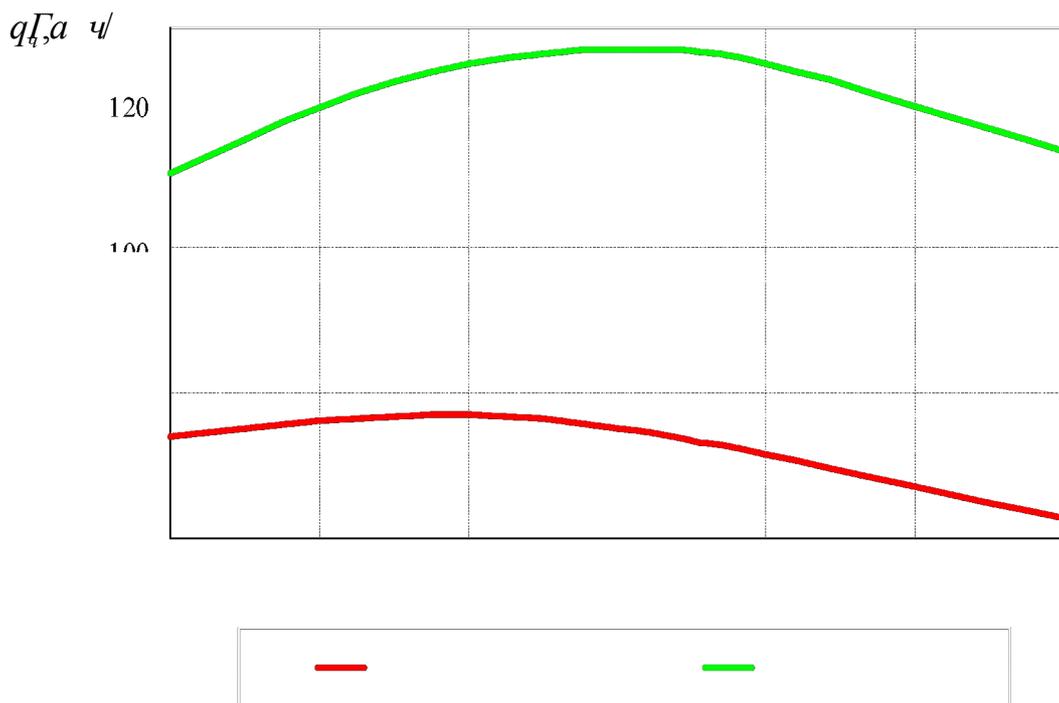


Рис. 4. Зависимость производительности АХР от скорости виража.

Другой величиной, оказывающей значительное влияние на производительность АХР, является средняя скорость изменения крена при выполнении разворота.

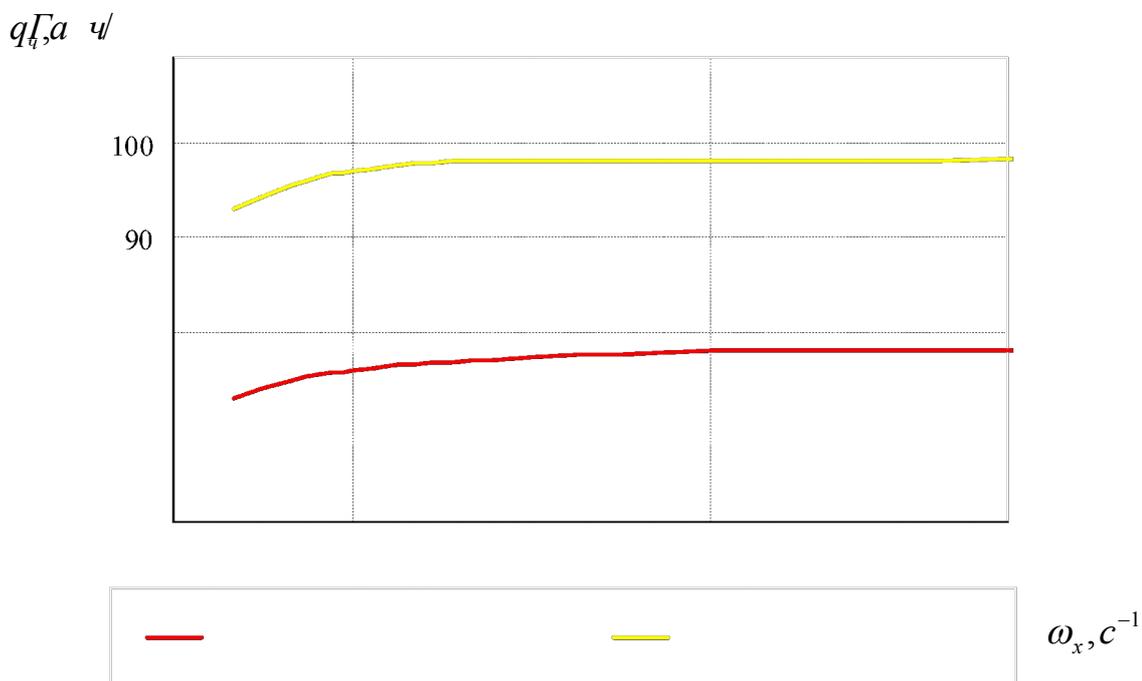


Рис. 5. Зависимость производительности АХР от угловой скорости крена (ω_x) для разных методов АХР.

Из графика на рис.5, можно установить, что устанавливая для проектируемого самолета ограничение по средней скорости крена более $0,3...0,5 \text{ с}^{-1}$ не имеет смысла, так как дальнейшее увеличение указанного параметра не окажет существенного положительного влияния на производительность.

Основное влияние на располагаемое угловое ускорение по крену оказывает момент инерции по продольной оси самолета и эффективность органов поперечного управления. Так как момент инерции по оси X значительно зависит от удлинения крыла, средняя угловая скорость крена может явиться граничным условием при выборе параметров самолета.

Выводы

В результате проведенной работы установлено:

Основным этапом производственного полета сельскохозяйственного самолета, на котором реально достижимые изменения летно-технических характеристик самолета оказывают значительное влияние на часовую производительность АХР, является разворот на следующий гон.

Наиболее существенное влияние на время выполнения разворота на следующий гон оказывает скорость полета при его выполнении и крен. Однако допустимый угол крена ограничен по соображениям безопасности полета углом в 30° .

Снижение скорости виража ощутимо уменьшает его время. При этом необходимо учитывать, что для снижения скорости приходится увеличивать площадь крыла, что в свою очередь приведет к повышению силы сопротивления и снижению скорости на гоне и крейсерской скорости. Снижение крейсерской скорости также вызовет увеличение непроизводительных затрат времени на этапах полета от места загрузки до места внесения веществ и обратно.

Результатом взаимного влияния $V_{гона}$ и $V_{вир}$ является наличие максимума в зависимости часовой производительности от скорости виража. Положение максимума зависит от кадастровых условий и метода выполнения АХР.

Также, в качестве граничного условия может выступать средняя скорость крена более $0,3...0,5 \text{ с}^{-1}$.

Список литературы

1. Бадягин А.А., Мухамедов Ф.А. Проектирование легких самолетов. – М.: Машиностроение, 1978.- 293 с.
2. Материалы конференции в ПАНХ 2000 год. Краснодар, 2000.
3. Наставление при производстве полетов на АХР. Министерство ГА СССР, М. Воздушный транспорт, 1984 – 48 с.
4. В.П. Копычко и др. Авиация в сельском хозяйстве. Харьков, ТАЛ "Слобожанщина", 2002. – 345 с.
5. Проблемы и перспективы развития сельскохозяйственной авиации. Техническая информация ЦАГИ № 8, с. 9-24.
6. Сарымсаков Х.Г. Сельскохозяйственные самолеты. – М.: Машиностроение, 1979. - 138 с.
7. Квонтик Х.Р. Справочник пилота сельскохозяйственной авиации. - М.: Транспорт, 1991 – 422 с.

Сведения об авторе

Шнырев Андрей Геннадьевич - аспирант кафедры Проектирование самолетов Московского авиационного института (государственного технического университета).

Телефон: 155-51-56, E-mail: i@avion.ru.