

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

ВЗЛЕТ САМОЛЕТА

Каждый полет начинается со взлета. Взлет самолета может быть с разбегом или вертикальным. Большинство современных самолетов способно совершать взлет лишь с разбегом. В случае вертикального взлета самолет должен иметь силовую установку, которая создавала бы тягу (вертикальную силу), превышающую вес самолета.

Взлетом называется ускоренное движение самолета от момента начала разбега до набора высоты 25 м.

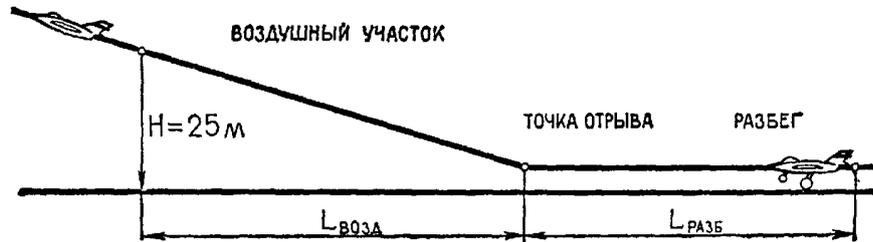


Рис. 1 Схема взлета самолета

Нормальный взлет состоит из трех этапов (Рис. 1): разбега, отрыва и разгона с подъемом (воздушного участка). Взлет представляет собой один из видов неустановившегося полета.

ПРОФИЛЬ И ЭЛЕМЕНТЫ ВЗЛЕТА

РАЗБЕГ САМОЛЕТА

Разбег - это начальный период взлета, представляющий собой ускоренное движение самолета по земле, необходимое для приобретения такой скорости, при которой крыло создает подъемную силу, способную оторвать самолет от земли.

На современных самолетах с трехколесным шасси разбег выполняется следующим образом.

Перед разбегом, удерживая самолет на месте с помощью тормозов главных колес шасси, летчик плавно увеличивает тягу двигателей до максимальной, затем отпускает тормоза, и самолет начинает движение на всех колесах шасси. Когда скорость самолета достигнет такой величины, при которой руль высоты становится достаточно эффективным, летчик взятием ручки на себя увеличивает угол атаки крыла и отрывает от земли носовое колесо. Дальнейшее движение самолета до отрыва происходит на главных колесах шасси.

Отрыв носового колеса необходим для придания самолету взлетного угла атаки. В процессе разбега скорость самолета увеличивается от 0 до скорости отрыва. Следовательно, разбег представляет собой прямолинейное ускоренное движение под действием внешних неуравновешенных сил.

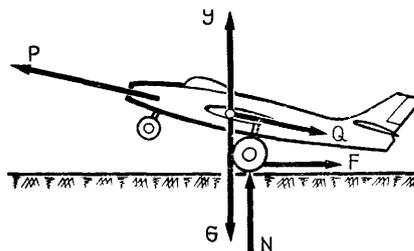


Рис. 2 Схема сил, действующих на самолет на разбеге

Техника взлета на самолете с хвостовым колесом отличается от техники взлета самолета с 3-х колесным шасси тем, что в начале разбега летчик при достижении скорости, на которой руль высоты становится эффективным, отдачей ручки от себя опускает капот до линии горизонта и в таком положении совершает разбег. Как только скорость самолета достигнет скорости отрыва, летчик незначительным движением ручки управления на себя отрывает самолет от земли и на высоте 1 - 1,5 м совершает разгон скорости самолета до скорости подъема. После этого самолет переводится в набор высоты.

На самолет при разбеге действуют следующие силы (Рис. 2):

- сила тяги двигательной установки P ; в начале разбега ее величина максимальна, а затем по мере увеличения скорости постепенно уменьшается; у самолетов с поршневыми двигателями уменьшение тяги на разбеге более значительно, чем у самолетов с ТРД;

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

- сила веса самолета Q ; по величине неизменна, направлена вниз;
- подъемная сила Y ; в начале разбега равна нулю, а в конце разбега, при отрыве, достигает величины веса самолета;
- сила лобового сопротивления Q ; возрастает по мере разбега от нуля до некоторого значения (в зависимости от угла атаки, скорости, высоты полета);
- нормальная сила реакции земли N ; в начале разбега равна весу самолета, а по мере нарастания скорости и увеличения подъемной силы уменьшается до нуля при отрыве;
- сила трения пневматиков о грунт F ; зависит от коэффициента трения колес о землю и от силы N .

$$F = N \cdot f.$$

Уравнения движения центра тяжести самолета при разбеге будут иметь вид:

$$\begin{aligned} \frac{G}{P-Q-F} = g \dot{i}_x & \quad (7.1) \\ Y-G+N=0, & \end{aligned}$$

где $\dot{i}_x = \frac{dv}{dt}$ ускорение движения.

Из уравнения следует, что в направлении движения действует неуравновешенная сила, равная разности сил $P - (Q + F)$ и вызывающая ускорение движения. Нарастание скорости на разбеге будет происходить тем быстрее, чем больше величина этой неуравновешенной силы.

Сила трения колес о землю равна

$$F = f \cdot N = f(G - Y) \quad (7.2)$$

Из формулы видно, что сила трения в конце пробега обращается в нуль, так как при отрыве $G = Y$.

Ускорение при разбеге согласно уравнению (7.1) может быть выражено формулой

$$\dot{i}_x = g \frac{P - [Q + f(G - Y)]}{G} \quad (7.3)$$

или

$$\dot{i}_x = g \frac{P - (Q + F)_{CP}}{G} \quad (7.4)$$

Ввиду того что сила тяги в процессе разбега изменяется незначительно, а сила лобового сопротивления Q при увеличении скорости увеличивается примерно в такой же мере, в какой уменьшается сила P , ускоряющая сила на разбеге изменяется также незначительно.

Из сказанного следует, что ускорение при разбеге сохраняется постоянным ($\dot{i}_x = \text{const}$), т. е. разбег является равноускоренным движением самолета.

В реальных условиях среднее ускорение сильно зависит от величины коэффициента трения, который изменяется в зависимости от состояния взлетной полосы.

Для расчетов можно принять

$$f^1 = \frac{(Q + F)_{CP}}{G}, \quad (7.5)$$

где f^1 - осредненная величина коэффициента трения, зависящая от состояния поверхности ВПП.

В таблице приведены величины коэффициента трения для различных взлетных полос.

Вид взлетной полосы	f	f^1
Бетон	0,03-0,04	0,06
Твердый грунт	0,05-0,06	0,06
Мягкий песчаный грунт	0,02-г-	0,11-0,23
Сырой вязкий грунт	0,30 0,25-г-0,35	0,20-0,26

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

ОТРЫВ САМОЛЕТА

В конце разбега самолет приобретает такую скорость, когда его несущие поверхности создают подъемную силу, равную весу самолета, и самолет отделяется от земли.

Момент отделения самолета от земли называется отрывом. Подъемная сила самолета становится несколько больше силы веса, и самолет, оторвавшись от земли, продолжает разгон скорости и переходит в набор высоты.

Скорость самолета, при которой он отрывается от земли, называется скоростью отрыва и определяется по формуле

$$v_{OTP} = \sqrt{\frac{2G}{C_{y_{OTP}} \rho S}}, \quad (7.6)$$

В целях безопасности коэффициент подъемной силы $C_{y_{OTP}}$ предусматривается несколько уменьшенным по отношению $C_{y_{макс}}$ и при отрыве составляет 0,8 - 0,85 $C_{y_{макс}}$.

Из формулы (7.6) видно, что скорость отрыва зависит от удельной нагрузки на крыло $\frac{G}{S}$ и плотности воздуха ρ .

На величину скорости отрыва оказывает влияние техника выполнения взлета. С целью уменьшения длины разбега иногда прибегают к отрыву самолета на меньшей скорости, для чего в конце разбега, когда самолет наберет определенную скорость (соответствующую $V_{мин}$), летчик резко выводит самолет на углы атаки, близкие к критическому (так называемый взлет с подрывом). Подъемная сила возрастает и самолет отрывается. Однако при этом скорость уменьшается до $V_{мин}$ и ухудшаются характеристики устойчивости и управляемости, полет становится небезопасным.

ДЛИНА РАЗБЕГА

Длиной разбега называется путь, проходимый самолетом от старта до точки отрыва от земли. Длина разбега является одной из главных характеристик самолета, по которой определяют необходимый размер взлетно-посадочной полосы.

Рассматривая разбег самолета как равноускоренное движение с ускорением i_{CP} , можем записать (при отсутствии ветра): среднее время разбега

$$t_{CP} = \frac{v_{OTP}}{i_{CP}}, \quad (7.7)$$

средняя скорость

$$v_{CP} = \frac{v_{OTP}}{2}. \quad (7.8)$$

но так как

$$L_{РАЗБ} = v_{CP} \cdot t,$$

то получим

$$L_{РАЗБ} = \frac{v_{OTP}^2}{2i_{CP}}. \quad (7.9)$$

Как следует из формулы (7.9), длина разбега зависит в основном от скорости отрыва и величины среднего ускорения на разбеге.

Для приближенной оценки влияния отдельных параметров можно воспользоваться следующей формулой:

$$L_{РАЗБ} = \frac{v_{OTP}^2}{2g \left(\frac{P_{СТ}}{G} - f \right)}, \quad (7.10)$$

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

где R_{CP} - тяговооруженность самолета;

f - коэффициент трения.

Выясним влияние различных эксплуатационных и конструктивных факторов на длину разбега самолета.

Влияние величины силы тяги силовой установки. С увеличением силы тяги P увеличивается ускоряющая сила $P-(Q+F)$, вследствие чего увеличивается ускорение и самолет быстрее (на меньшем отрезке пути) набирает скорость, равную скорости отрыва. С этим связано использование того или иного режима работы двигателя. Как правило, взлет производят на взлетном режиме, т. е. режиме наибольшей тяги (мощности). Увеличение тяги на 25% (за счет перехода на взлетный или форсажный режим) сокращает длину разбега с твердого грунта на 20 - 25%. Для сокращения длины разбега на некоторых типах самолетов при взлете применяются стартовые ускорители, представляющие собой двигатели типа ЖРД или пороховые ракеты. Они кратковременно (в течение 10 - 15 сек) создают дополнительную значительной величины тягу и тем самым сокращают длину и время разбега. Скорость отрыва самолетов с ТРД от режима работы реактивных двигателей не зависит, а у самолетов с поршневыми двигателями (и с турбовинтовыми) она может уменьшаться за счет увеличивающейся эффективности обдувки несущих поверхностей струей от винтов, вследствие чего увеличивается C_{yMAX} .

Влияние взлетного веса на длине разбега сказывается двояко. Увеличение его повышает скорость отрыва (нужна большая подъемная сила) и уменьшается ускорение (самолет становится инертнее и несколько повышается сопротивление). И то и другое увеличивает длину разбега.

Влияние состояния поверхности аэродрома связано с наличием силы трения колес о поверхность взлетной полосы. При рыхлом, мягком грунте сила трения возрастает, а ускоряющая сила $[P - (Q + P)]$ уменьшается, в результате чего уменьшается ускорение, а длина разбега увеличивается. Сила трения, выраженная коэффициентом трения f , зависит от нагрузки на колеса и состояния поверхности аэродрома.

Чем меньше коэффициент трения, тем меньше сила трения F , а ускоряющая сила возрастает, что сокращает длину разбега. Поэтому применение взлетных полос с твердым покрытием является одним из способов уменьшения длины разбега.

Влияние механизации крыла. Перед взлетом на большинстве современных самолетов выпускаются щитки (или закрылки) во взлетное положение, чтобы увеличить максимальное значение коэффициента подъемной силы самолета.

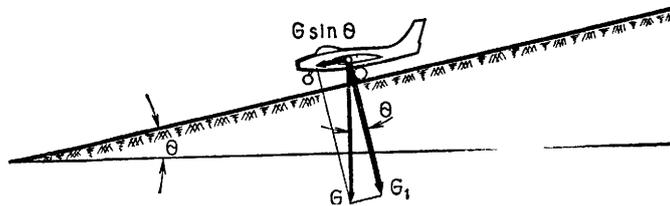


Рис. 3 Взлет самолета с наклонной ВПП

При этом подъемная сила, необходимая для отрыва, возникает на меньшей скорости. Для достижения меньшей скорости требуется и меньшая длина разбега.

Влияние направления и скорости ветра. Скорость, при которой создается необходимая подъемная сила, представляет собой скорость самолета относительно воздушной массы. При встречном ветре скорость отрыва складывается из скорости самолета относительно земли $U_{ПВТ}$ и скорости ветра ω .

$$U = U_{ПВТ} + \omega. \quad (7.11)$$

Следовательно, разбег выгодно совершать против ветра, так как в этом случае скорость воздуха относительно самолета будет больше, чем скорость самолета относительно земли. И отрыв произойдет раньше.

При взлете по ветру длина разбега увеличивается ввиду того, что воздушная скорость самолета в этом случае равна разности между путевой скоростью и скоростью ветра:

$$U = U_{ПВТ} - \omega. \quad (7.12)$$

Поэтому с целью сокращения длины разбега самолета старт разбивают таким образом, чтобы взлет совершался против ветра.

Влияние давления и температуры воздуха. От величины давления и температуры атмосферного воздуха зависят скорость отрыва и сила тяги двигательной установки. С уменьшением давления увеличивается скорость отрыва, а сила тяги уменьшается, что ведет к увеличению длины разбега. При увеличении температуры наружного воздуха длина разбега увеличивается, так как увеличивается скорость

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

отрыва и уменьшается сила тяги. Это происходит из-за уменьшения массовой плотности ρ при повышении температуры. Для самолетов с ТРД можно приближенно считать, что при отклонении на 1° температуры изменяется на 1% длина разбега.

Наклон взлетной полосы. Если взлетная полоса имеет угол наклона θ (Рис. 34), то ускорение на разбеге будет отличаться от ускорения при горизонтальном разбеге на величину $g \cdot \sin \theta$, тогда

$$i_{CP} = i_{CP_{гор}} \pm g \cdot \sin \theta. \quad (7.13)$$

Угол наклона полосы на скорость отрыва не влияет и сказывается только на ускорении, следовательно, и на длине разбега.

ВЫДЕРЖИВАНИЕ САМОЛЕТА

Выдерживание. Экономическая скорость не дает быстрого подъема, кроме того, она является границей между интервалами первых и вторых режимов, и поэтому подъем с этой скоростью на малой высоте опасен. Следовательно, сразу же после отрыва от земли начинать подъем не следует, а необходимо предварительно набрать скорость, т. е. необходимо выдерживание для дальнейшего разгона скорости. С этой целью после отрыва летчик выдерживает самолет над землей с медленным отходом от нее.

ПОДЪЕМ САМОЛЕТА

Подъем. Как уже говорилось выше, выдерживание самолета над землей имеет цель увеличения скорости полета до величины, необходимой для безопасного и быстрого подъема.

Подъем самолета необходимо осуществлять на скорости не менее 170 км/ч для самолета Як-52 и 150 км/ч - для самолета Як-55.

В летной практике иногда выдерживают самолет над землей до несколько меньшей скорости подъема, уменьшая при этом этап выдерживания, и переводят самолет на пологий подъем, во время которого скорость возрастает до взлетной, и только после этого летчик устанавливает нормальный угол подъема.

Однако следует помнить, что, переводя самолет на подъем при скорости значительно меньшей, чем взлетная, летчик замедляет разгон и, главное, будет управлять самолетом на режиме, близком к границе вторых режимов. Поэтому в первые секунды подъема запас скорости мал, что потребует от летчика усиленного внимания и безупречного пилотирования.

ВЗЛЕТНАЯ ДИСТАНЦИЯ

Путь, проходимый самолетом от начала разбега до места набора высоты 25 м, называется взлетной дистанцией.

Взлетная дистанция включает в себя длину разбега и воздушный участок пути от места отрыва до места набора высоты 25 м.

Длина воздушного участка зависит от среднего угла наклона этого участка

$$L_{возд} = \frac{25}{\operatorname{tg} \theta}. \quad (7.14)$$

Чем меньше угол подъема, тем больше воздушный участок, тем больше и взлетная дистанция.

После отрыва на самолетах с ТРД на воздушном участке производится выдерживание с постепенным отходом от земли и разгоном скорости. Направив нужную скорость, летчик переводит самолет в набор высоты, который отличается от выдерживания более крутой траекторией. Все движение от начала разбега представляет собой разгон, который требует избытка тяги, т. е. ускоряющей силы. На воздушном участке эта сила определяется по формуле

$$R_{уск} = P - Q - G \cdot \sin \theta, \quad (7.15)$$

где θ - угол набора.

ВЗЛЕТ С БОКОВЫМ ВЕТРОМ

Наличие бокового ветра ухудшает взлетные характеристики самолета и усложняет технику его выполнения, так как несимметричное обтекание крыла создает разность в величине подъемных сил правого и левого полу крыльев. В результате получается накренение самолета на разбеге и снос по ветру после отрыва от земли. Несимметричное же обтекание вертикального оперения и фюзеляжа создает разворачивающий момент против ветра (Рис. 4).

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

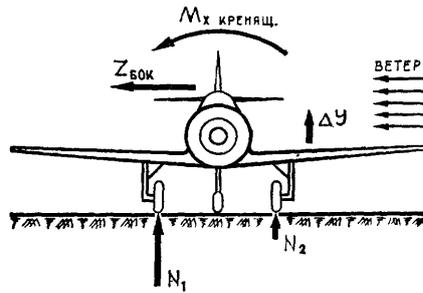


Рис. 4 Взлет самолета с боковым ветром

При разбеге кренящий момент от бокового ветра будет создавать разную нагрузку на колеса шасси. У более нагруженного колеса большей будет и сила трения, которая начнет разворачивать самолет по ветру.

Однако разворачивающий момент от боковых сил фюзеляжа и оперения по величине значительно превосходит разворачивающий момент от разности в подъемных силах крыла, в результате чего самолет будет разворачиваться против ветра. Для устранения разворота самолета при разбеге летчик использует элероны и руль направления. Однако их эффективность в начале разбега мала и возрастает с увеличением скорости, поэтому в начале разбега парировать разворот труднее. Очевидно, что и величина отклонения рулей для предупреждения разворота будет больше в начале разбега, а затем по мере набора самолетом скорости отклонение рулей уменьшают, так как они становятся эффективнее. Поэтому при взлете с боковым ветром основное внимание летчика должно быть сосредоточено на недопущении кренов и соблюдении прямолинейности разбега. Для этого необходимо:

- для уменьшения кренящего момента во время разбега отклонять ручку управления против направления ветра, а для предупреждения разворота самолета отклонить руль направления по ветру (ветер справа - дать левую ногу);
- по мере увеличения скорости на разбеге и повышения эффективности элеронов и руля направления угол их отклонения следует постепенно уменьшать с таким расчетом, чтобы сохранить заданное направление взлета и произвести отрыв самолета без крена;
- отрыв самолета производить на несколько увеличенной скорости (на 5-10 км/ч), не допуская повторного касания самолета колесами земли во избежание бокового удара шасси о землю;
- после отрыва самолета от ВПП борьбу со сносом до высоты 50 м вести созданием крена против ветра и отклонением руля направления по ветру; с высоты 50 м борьбу со сносом вести углом упреждения.

ВЗЛЕТ АЭРОПОЕЗДА

Взлет аэропоезда, состоящего из самолета-буксировщика и планера (или планеров), характеризуется тем, что из двух или более летательных аппаратов, взлетающих в одном аэропоезде, только один из них имеет двигательную установку, создающую тягу (Рис. 5). Процесс взлета аэропоезда усложняется тем, что уменьшается общая тяговооруженность, увеличивается суммарное сопротивление, в результате чего ускорение на разбеге уменьшается.

Составим уравнение движения аэропоезда вдоль оси X.

$$Px - Qc - Fc - Q_{пл} - F_{пл} = \frac{G_a}{g} i_x, \quad (7.16)$$

где $G_a = G_c + G_{пл}$ - суммарный вес аэропоезда;

$F_c, F_{пл}$ - сила трения колес самолета и планера о землю;

$Q_c, Q_{пл}$ - лобовое сопротивление самолета и планера;

Px - тяга, развиваемая двигательной установкой самолета-буксировщика



Рис. 5 Взлет аэропоезда

Из уравнения (7.3) найдем ускорение на разбеге

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

$$i_x = g \left[\frac{P_x - (Q + F)_C - (Q + F)_{III}}{G_a} \right]. \quad (7.17)$$

Из анализа формулы можно сделать следующие выводы:

- тяговооруженность аэропоезда меньше вследствие увеличения суммарного веса при неизменной силе тяги;

- ускоряющая сила дополнительно уменьшается на величину $(Q + F)_{III}$.

Все это приводит к тому, что аэропоезд по сравнению с одиночным самолетом будет иметь меньшее ускорение на разбеге. Уменьшение ускорения отразится на длине разбега, которая согласно формуле

$$L_p = \frac{v_{СТР}^2}{2i_{СТР}}, \text{ будет возрастать.}$$

Летчик самолета-буксировщика должен знать особенности взлета аэропоезда и учитывать их при полетах.

СКОРОСТЬ ОТРЫВА

Скорость, которую самолет должен иметь для обеспечения безопасного отделения самолета от земли, называется скоростью отрыва.

Скорость, при которой самолет уже может лететь, есть минимальная скорость, соответствующая критическому углу атаки, когда коэффициент подъемной силы C_y достигнет максимума.

Вследствие того, что здесь самолет неустойчив и плохо управляем, отрыв производится на скорости больше минимальной приблизительно на 15% ($V_{отр} = 1,15 V_{мин}$). Для самолета Як-52 $V_{мин} = 104$ км/ч, скорость отрыва $V_{отр} = 120$ км/ч, для Як-55 $V_{мин} = 80$ км/ч, скорость отрыва $V_{отр} = 100$ км/ч.

В момент отрыва нормальная реакция земли равна нулю, поэтому условие отрыва будет иметь вид

$$G = Y = C_{y_{отр}} \frac{\rho V_{отр}^2}{2} S, \quad (7.18)$$

откуда

$$V_{отр} = \sqrt{\frac{2G}{\rho C_{y_{отр}} S}}. \quad (7.19)$$

Из формулы (7.19) видно, что скорость отрыва тем больше, $\frac{G}{S}$ чем больше удельная нагрузка на крыло - и чем меньше плотность воздуха и коэффициент подъемной силы при отрыве.

Плотность воздуха определяется атмосферными условиями и зависит от высоты расположения аэродрома над уровнем моря.

Летом плотность воздуха меньше, следовательно, и скорость отрыва больше, чем зимой.

На высокогорном аэродроме плотность воздуха меньше, поэтому скорость отрыва здесь больше, чем на аэродроме, расположенном на уровне моря.

Величина $C_{y_{отр}}$ определяется по значению взлетного угла атаки, на котором происходит отрыв, с учетом влияния близости земли. Так как взлетный угол атаки меньше критического, то $C_{y_{отр}} < C_{y_{макс}}$ примерно на 15%.

При взлетном угле атаки коэффициент подъемной силы с учетом влияния земной поверхности составляют для самолета - Як-52 $C_{y_{отр}} = 1,26$ при скорости отрыва $V_{отр} = 120$ км/ч и для самолета - Як-55 $C_{y_{отр}} = 1,3$ при скорости отрыва $V_{отр} = 100$ км/ч.

ВЛИЯНИЕ ВЕТРА НА ВЗЛЕТ САМОЛЕТА

Взлет самолета, как правило, выполняется против ветра, так как встречный ветер сокращает разбег и взлетную дистанцию и облегчает управление самолетом.

Скорость отрыва самолета Як-55 составляет $V_{отр} = 100$ км/ч, а самолета Як-52 = 120 км/ч. Это значит, что крылья самолетов будут обдуваться встречным потоком с соответствующими скоростями, на этих скоростях подъемная сила уравновесит вес самолета, который в данный момент оторвется от земли.

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

Рассмотрим взлет самолета при встречном ветре $U=36$ км/ч. Это значит, что когда самолет стоит на старте, то он уже обдувается встречным потоком воздуха со скоростью 36 км/ч. Так как для отрыва самолета от земли необходима скорость $V_{отр} = 100$ км/ч (Як-55) и $V_{отр} = 120$ км/ч (Як-52), то, следовательно, не хватает скорости для самолета Як-55, равной разности $(100-36=64$ км/ч), для Як-52- $(120-36=84$ км/ч). Таким образом, при разбеге против ветра самолет оторвется уже в тот момент, когда его скорость относительно земли будет составлять 64 км/ч для самолета Як-55 и 84 км/ч - для Як 52.

При взлете с попутным ветром картина будет обратная. Когда самолет достигнет скорости 36 км/ч относительно земли, то относительно воздушного потока его скорость будет равна нулю ($V=0$). А так как для отрыва необходима скорость $V_{отр} = 100$ км/ч (Як-52) и $V_{отр} = 120$ км/ч (Як-55), то самолет должен увеличивать скорость, и поэтому его скорость относительно земли будет равна $(100+36=136$ км/ч) для самолета Як-55 и $(120+36=156$ км/ч) -для Як-52.

Формула длины разбега с учетом попутного или встречного ветра будет иметь вид

$$L_{отр} = \frac{(V_{отр} \pm U)}{2ix_{CP}}, \quad (7.20)$$

где знак минус говорит о том, что взлет производится против ветра.

Как видно из задачи, длина разбега против ветра меньше, чем по ветру. Длина других этапов взлетной дистанции при взлете против ветра тоже уменьшает путевую скорость самолета, а во втором - увеличивает.

При взлете против ветра самолет лучше управляется, чем при безветрии, так как уже в самом начале разбега обдувается встречным воздушным потоком.

При взлете по ветру, наоборот, в начале разбега самолет плохо слушается рулей, так как обдув встречным потоком начинается лишь спустя некоторое время после начала разбега (когда скорость движения самолета по земле станет равной или больше скорости ветра). Кроме того, попутный ветер ослабляет эффект обдувки рулей струей от воздушного винта до тех пор, пока скорость самолета достаточно не возрастет. Это обстоятельство, а главным образом увеличение длины разбега, приводит к непригодности взлета по ветру, а иногда и опасным. Поэтому взлет необходимо осуществлять против ветра, особенно если ветер сильный.

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

ВЗЛЕТ САМОЛЕТА ЯК-52 ПРИ БОКОВОМ ВЕТРЕ

На самолете Як-52 взлет при боковой составляющей ветра более 6 м/с (под углом 90°) запрещается.

Боковой ветер 2 м/с не вызывает осложнений в технике выполнения взлета. При боковом ветре более 2 м/с выполнение взлета имеет некоторые особенности и требует повышенного внимания, своевременных и правильных действий со стороны летчика.

При боковом ветре во время разбега самолет испытывает боковое давление, т. е. движется относительно воздушного потока со скольжением. Угол скольжения обозначается β (Рис. 6).

В результате действия бокового давления на самолет действует боковая аэродинамическая сила Z_{β} и кренящий момент $M_{кр}(M_{X\beta})$.

Боковая сила Z_{β} приложена в боковом фокусе самолета позади центра тяжести. Она стремится искривить траекторию движения (по ветру) и создает путевой момент $M_{y\beta}$, разворачивающий самолет навстречу ветру.

Разные силы трения левого и правого колес создают путевой момент $M_{yтр}$. В данном случае $F_{трл} > F_{тпр}$ за счет момента крена $M_{X\beta}$. Момент $M_{yтр}$ направлен в противоположную сторону моменту $M_{X\beta}$. При разбеге $M_{X\beta} > M_{yтр}$, причем при увеличении скорости $M_{X\beta}$ растет, а $M_{yтр}$ уменьшается и самолет все сильнее стремится развернуться против ветра.

Стремление самолета развернуться против ветра летчик парирует в первой половине разбега раздельным торможением

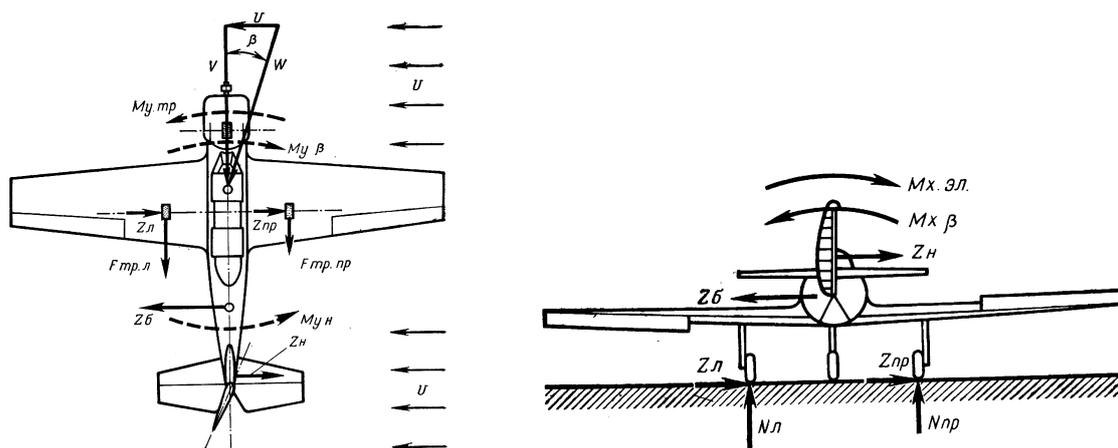


Рис. 6 Схема сил, действующих на самолет Як-52 при разбеге с боковым ветром

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

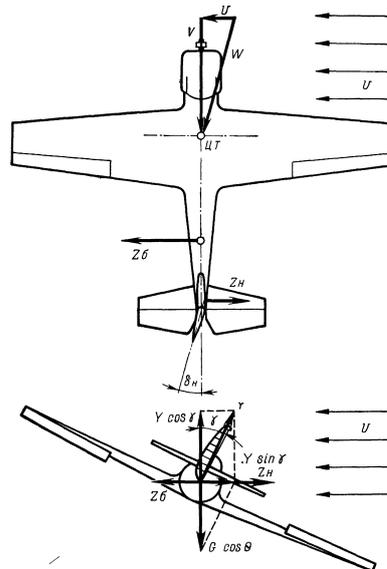


Рис. 7 Схема сил, действующих на самолет при устранении сноса скольжением колес, а во второй половине разбега - отклонением руля направления

Кренящее воздействие бокового ветра летчик парирует отклонением ручки управления (элеронов) в ту сторону, откуда дует ветер. Отклонение элеронов создает путевой момент за счёт разных лобовых сопротивлений полукрыльев, который помогает моменту от руля направления. По мере увеличения скорости и повышения эффективности элеронов ручка управления возвращается к нейтральному положению (во избежание отзыва самолета с одного колеса).

Боковая аэродинамическая сила $Z_б$ на разбега частично уравнивается боковой силой реакции трения колес $Z_н$, а при отклонении летчиком руля направления для парирования разворота самолета еще и силой $Z_к$. По мере увеличения скорости $Z_б$ растет, а $Z_к$ уменьшается ($Z_к = Z_л + Z_{пп}$).

Движение самолета при разбега будет сохраняться прямолинейным до тех пор, пока с ростом скорости боковая аэродинамическая сила не достигнет максимального значения боковой силы колес.

Скорость разбега, соответствующая равенству $Z_б = Z_{к\text{макс}}$ называется **скоростью скольжения**. Для разбега без сноса скорость скольжения должна быть больше скорости отрыва, так как при подъеме переднего колеса и увеличении угла атаки скорость скольжения резко падает. При значительном боковом ветре (3...5 м/с) целесообразно переднее колесо поднимать не на скорости 90 км/ч, а на скорости 105...110 км/ч.

После отрыва снос самолета устраняется созданием скольжения в сторону, откуда дует ветер (Рис. 7). Крен выдерживается таким, чтобы погасить снос ($Y \sin \gamma + Z_н - Z_б = 0$). Стремление самолета к развороту парировать нажимом на педаль, противоположным крену ($M_y \beta - M_{y\text{н}} = 0$).

После уборки шасси (с высоты 30 м) снос самолета компенсируется введением поправки на курс, равной величине угла сноса.

СХЕМА СИЛ И УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ НА РАЗЛИЧНЫХ ЭТАПАХ ВЗЛЕТА

При разбега на самолет действуют аэродинамические силы:

- подъемная сила крыла Y ;
- сила лобового сопротивления X ;
- вес самолета G ;
- сила тяги силовой установки P ;
- нормальная реакция земли $N = N_1 + N_2$;
- сила трения колес о земную поверхность $F = F_1 + F_2$ (Рис. 8).

Как уже говорилось ранее, в аэродинамике и динамике полета самолета рассматривается движение центра тяжести относительно внешней среды и движение частей самолета вокруг центра тяжести. В данном случае рассмотрим движение центра тяжести.

Уравнения движения центра тяжести самолета при разбега имеют вид:

Условие разгона

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

$$P - X - F = \frac{G}{g} \frac{dV}{dt} > 0, \quad (7.21)$$

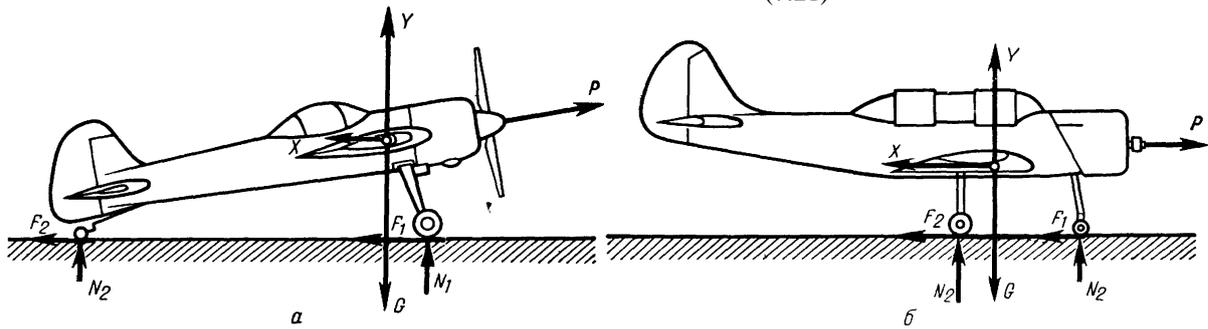


Рис. 8 Схема сил, действующих на самолет Як-55 (а) и самолет Як-52 (б) на взлете

условие прямолинейного разгона

$$Y + N - G = 0. \quad (7.22)$$

В уравнении (7.21) сила тяги должна быть больше лобового сопротивления и силы трения колес

$$\frac{G}{g}$$

вместе взятых или произведение массы - g - на прирост скорости должно быть больше нуля. В уравнении (7.22) вес самолета должен быть равен сумме подъемной силы и реакции земли. Силу тяги следует считать направленной по скорости движения. Силу трения определяют через нормальную реакцию N и коэффициент трения f

$$F = Nf. \quad (7.23)$$

Коэффициент трения f при разбеге на колесах по бетонной ВПП равен 0,03...0,05, а по травянистому грунту - 0,1...0,12.

По мере увеличения скорости полета подъемная сила растет, а нормальная реакция земли уменьшается. Когда подъемная сила становится равной весу самолета, то он отрывается от земли.

На этапах разгона и подъема на самолет действуют следующие силы: подъемная сила Y ; вес самолета G ; сила тяги P (Рис. 8).

Уравнения движения центра тяжести самолета при разгоне с подъемом имеют вид:

условие разгона

$$P - X - G \sin \theta = \frac{G}{g} \frac{dV}{dt} > 0; \quad (7.24):$$

условие прямолинейности полета

$$Y - G \cos \theta = 0. \quad (7.25)$$

В уравнении (7.24) тяга двигателя P должна быть больше суммы лобового сопротивления и составляющей силы веса самолета, а в уравнении (7.25) - подъемная сила Y должна быть равна составляющей веса самолета $G \cos \theta$.

Уравнения движения (7.24) и (7.25) показывают, что самолет движется прямолинейно ($Y = G \cos \theta$) и с ускорением. Ускорение равно

$$i = g \left(\frac{P - X - G \sin \theta}{G} \right) > 0.$$

ДЕЙСТВИЯ ЛЕТЧИКА ПРИ ВЗЛЕТЕ НА САМОЛЕТЕ Як-52

Перед выруливанием со стоянки проверить работу двигателя и оборудования самолета. Запросить разрешение на выруливание. Получив его, проверить работу тормозов и, убедившись, что рулению ничто не мешает, отпустить тормоза и увеличить обороты двигателя настолько, чтобы самолет начал движение. Во время руления тормозами следует пользоваться плавно, нажимая на гашетку тормозов импульсивными движениями.

При рулении самолет стремится развернуться вправо за счет действия реакции воздушного винта. Это стремление парируется отклонением руля направления влево.

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

Перед вырубиванием на линию предварительного старта осмотреть пространство впереди, слева и справа. Запросить у руководителя полетов разрешение занять предварительный старт. Далее осмотреть пространство в той же последовательности, запросить разрешение, занять исполнительный старт. Получив разрешение, вырубить на взлетную полосу, прорубить 10...15 м для установления переднего колеса по линии взлета. Нажать на гашетку тормозов. Проверить правильность установки триммера руля высоты, показания АГИ-1К, радиокompаса АРК-15М и по ГМК - курс (курс должен соответствовать взлетному).

Проверить стопорение привязных ремней. Запросить разрешение на взлет. Получив разрешение на взлет, плавно увеличить обороты двигателя и отпустить тормоза, начать разбег.

В первой половине разбега, когда эффективность руля направления мала, прямолинейность движения самолета выдерживать с помощью тормозов основных колес (короткими импульсами), во второй половине (по достижению скорости 60 км/ч) - с помощью руля направления.

Ручку управления до начала подъема переднего колеса держать в нейтральном положении.

При достижении скорости 90 км/ч плавным движением ручки управления на себя поднять переднее колесо до взлетного положения (10...15 см от земли) и сохранять это положение до отрыва самолета от земли.

Самолет на разбеге стремится отклониться вправо, что парируется отклонением левой педали.

Отрыв самолета происходит плавно при скорости полета, равной 120 км/ч по прибору.

После отрыва самолет не имеет тенденции к взмыванию и сваливанию на крыло, рули и элероны эффективны.

После отрыва перевести взгляд на землю (влево от продольной оси самолета под углом 15...20° и вперед на 30...40 м). Выдерживание и набор скорости производится с постепенным удалением самолета от земли. В процессе разгона с подъемом следить за набором высоты и направлением на выбранный ориентир.

На высоте 20...25 м проверить скорость, которая должна быть равна 170 км/ч, убрать шасси и перевести самолет в набор высоты.

ХАРАКТЕРНЫЕ ОШИБКИ ПРИ ВЗЛЕТЕ НА САМОЛЕТЕ Як-52

Выше были рассмотрены этапы нормального взлета самолета Як-52. Однако при взлете могут возникнуть следующие ошибки в технике пилотирования:

уклонение самолета от курса взлета;

несвоевременный подъем переднего колеса;

отрыв самолета на малой скорости.

Самолет уклоняется от направления взлета при разбеге. Причины: не установлено колесо (переднее) по курсу взлета; летчик неправильно пользуется тормозами; недостаточное отклонение руля направления влево (для компенсации момента реакции воздушного винта); неправильное распределение внимания.

При отклонении самолета от заданного направления в момент начала разбега следует использовать тормоза колес, установить самолет по линии взлета и продолжать разбег. При значительном отклонении от заданного направления в момент начала разбега прекратить взлет.

Несвоевременный подъем переднего колеса. Летчик рано и резким движением или поздно и очень осторожным движением ручки управления поднимает переднее колесо. Особенно опасен резкий и излишний подъем переднего колеса, что может привести к преждевременному отрыву самолета от земли и сваливанию на крыло.

Отрыв самолета на малой скорости. Если это произойдет, то необходимо не допускать резких кренов и резкого перевода самолета в набор высоты. При повторном касании земли необходимо создать нормальный взлетный угол атаки (угол подъема переднего колеса) до набора скорости отрыва. При отрыве самолета на малой скорости и при резком переходе в набор высоты уменьшить угол набора до заданного, не допуская кренов.