

Взлет самолета

(«Практическая аэродинамика и динамика полета» П.Т. Бехтир, глава 2)

Общие сведения о взлете

Взлет (полная взлетная дистанция) $L_{пв}$ состоит из собственно взлета $L_{взл}$ и начального набора высоты $L_{нн}$ (рис. 1 и НЛГС-3):

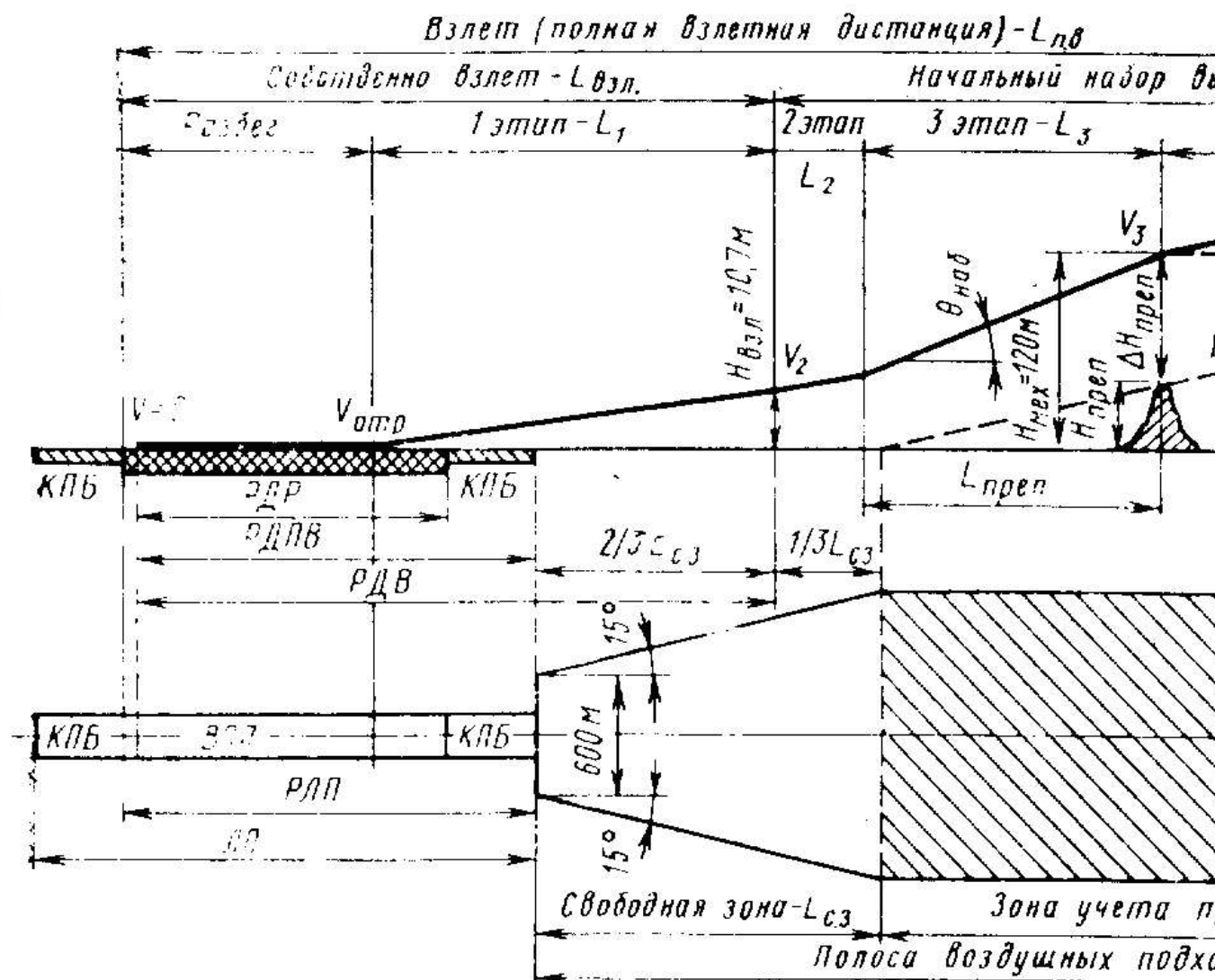
$$L_{пв} = L_{взл} + L_{нн}$$

Собственно взлет $L_{взл}$ состоит из разбега L_p и 1-го воздушного этапа взлета L_1 , т.е.:

$$L_{взл} = L_p + L_1.$$

Длина разбега L_p – расстояние по горизонтали, проходимое самолетом с момента трагивания на линии старта до момента отрыва его от ВПП.

Взлетная дистанция $L_{взл}$ – расстояние по горизонтали, проходимое самолетом с момента трагивания на линии старта до момента набора высоты 10,7 м (над уровнем ВПП в точке отрыва) с одновременным достижением скорости не менее безопасной скорости взлёта $V_2 = 1,2V_c$.



ВПП—взлетно-посадочная полоса; КПБ—концевая полоса располагаемая дистанция разбега; РДПВ—располагаемая дистанция взлета; РДВ—располагаемая дистанция взлета; РЛП—располагаемая дистанция полета; ЛП—летная полоса

Рис.1.

Полная взлётная дистанция $L_{пв}$ – расстояние по горизонтали, проходимое самолётом с момента трагивания на линии старта до момента выхода на высоту 400 м (над уровнем ВПП в точке отрыва самолёта) или до момента, к которому заканчивается переход от взлётной к полётной конфигурации и достигается скорость полёта, равная $1,25V_c$ при полётной конфигурации.

Полная взлётная дистанция состоит из разбега и четырёх этапов набора высоты:

- 1-й этап – набор высоты с момента отрыва самолёта до высоты 10,7 м;

- 2-й этап – набор высоты от 10,7 м до высоты, на которой достигается скорость начального набора высоты с выпущенной механизацией;
- 3-й этап – набор высоты 120 м с выпущенной механизацией крыла;
- 4-й этап – набор высоты от 120 м до $H=400$ м с одновременным увеличением скорости полёта и уборкой механизации (см. рис.1).

Набор высоты на всех этапах характеризуется определённым градиентом η_n . Градиент η_n определяется как тангенс угла наклона траектории набора высоты θ_n и выражается в процентах:

$$\eta_n = \operatorname{tg} \theta_n \cdot 100\% = \Delta H / \Delta L \cdot 100\%$$

Максимальное значение градиента набора высоты, достижимое на данном самолёте в рассматриваемых эксплуатационных условиях, называется полным градиентом $\eta_{пн}$.

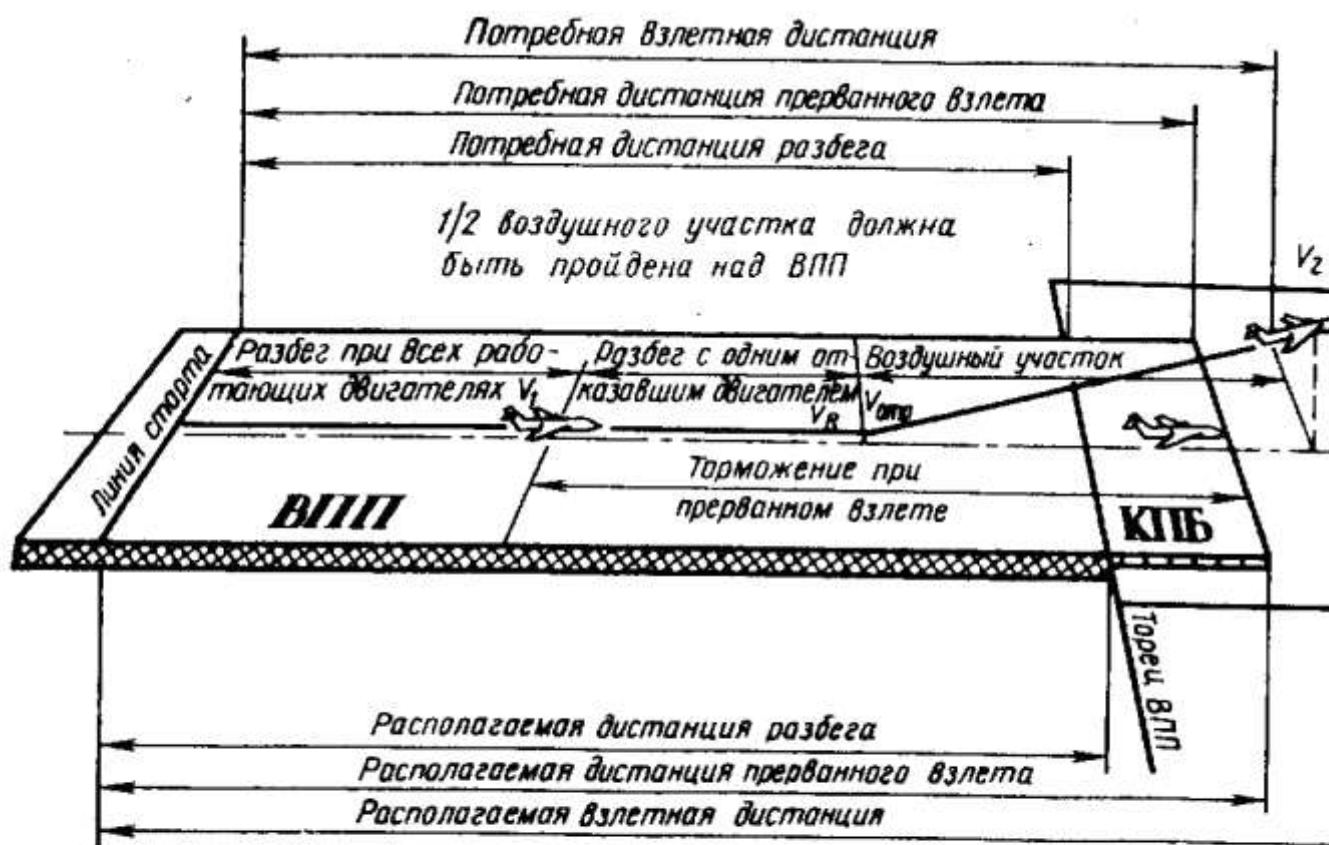
Полный градиент набора высоты $\eta_{пн}$ на третьем этапе должен быть не менее 5%, а на четвертом – не менее 3% при всех работающих двигателях.

Нормальный взлет

Нормальный взлет – это взлет при нормальной работе всех двигателей, систем и агрегатов самолёта, выполняемый с использованием предусмотренной РЛЭ техники пилотирования. Существует также определение продолженного и прерванного взлета.

Продолженный (завершённый) взлет – это взлет, протекающий как нормальный до момента отказа одного двигателя в процессе взлета, после чего взлет продолжается и завершается с одним отказавшим двигателем.

Прерванный взлет – это взлет, протекающий как нормальный. до момента отказа двигателя, после чего начинается прекращение взлета с последующим торможением самолёта до полной его остановки на летной полосе ЛП (см. рис.2).



ВПП (RUNWAY)—взлетно-посадочная полоса; КПБ (STOPWAY)—кон.
безопасности; ПВП (CLEARWAY) — участок полосы воздушных подходов
препятствия 10,7 м

Рис.2.

Взлет производится на взлётном или пониженном режиме работы двигателей.

При достижении скорости V_R плавным и непрерывным взятием штурвала на себя самолет выводится на взлетный угол атаки и производится отрыв на скорости на 10...15 км/ч большей V_R .

Скорость V_R только на 10-15 км/ч меньше безопасной скорости взлета $V_2=1,2V_S=1,2V_C$, на которой происходит набор высоты со взлетной конфигурацией самолета при продолжении взлета с одним отказавшим двигателем. Учитывая малую разность скоростей ($V_2 - V_R$), можно сделать вывод, что в процессе подъема передней опоры самолет до отрыва набирает скорость, близкую к V_2 , чем и обеспечивается безопасность отрыва. Поэтому подъем передней опоры необходимо начинать точно на приборной скорости V_R .

После отрыва производится разгон самолета с набором высоты. так чтобы к $H=10,7$ м скорость была не меньше $V_2=1,2 V_C$. На высоте не менее 5 м убирается шасси.

На втором этапе набора L_2 скорость необходимо увеличить до V_2+20 км/ч и поддерживать ее до высоты начала уборки механизации крыла.

При достижении высоты не менее 120 м на скорости V_2+50 км/ч в процессе разгона самолета начинается уборка механизации крыла. Увеличение скорости в процессе уборки механизации крыла должно происходить так, чтобы к концу уборки скорость была не менее безопасной при полетной конфигурации, т.е. $V_4=1,25 V_c$. Следует также учитывать максимально допустимые приборные скорости при выпущенной механизации крыла, не допуская их превышения.

Рассмотрим схему сил, действующих на самолет при взлете (см. рис. 3). При разбеге на самолет действуют подъемная сила Y и сила лобового сопротивления X , вес G , тяга P , сила реакции ВПП N_1+N_2 , равная и противоположная силе давления колес $G-Y$ и сила трения $F_{тр}$. Величина силы трения определяется величиной силы реакции $N_1+N_2=G-Y$ и коэффициентом трения $F_{тр}$, который зависит от состояния поверхности ВПП, т.е.:

$$F_{mp} = f_{mp} (G - Y)$$

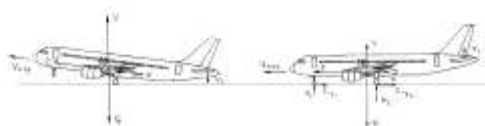


Рис.3.

Разбег является прямолинейным ускоренным движением. Для создания ускорения необходимо, чтобы тяга силовой установки была значительно больше суммы сил лобового сопротивления и силы трения, т.е.:

$$P > (X + F_{TP_1} + F_{TP_2})$$

В момент отрыва подъемная сила практически равна взлетному весу самолета:

$$Y = C_y \frac{\rho V^2}{2} S = G$$

Из этого выражения скорость отрыва будет определяться следующим образом:

$$v_{отр} = \sqrt{\frac{2G}{C_{y_{отр}} \rho S}},$$

Как видно из формулы, величина скорости отрыва зависит от взлетного веса самолета, плотности воздуха и $C_{уотр}$. При большем весе, меньшей плотности воздуха и меньшем коэффициенте $C_{уотр}$ скорость отрыва большая.

Если известна скорость отрыва $V_{отр}$ и время разбега $t_{разб}$, то среднее ускорение самолета будет:

$$j_{cp} = \frac{V_{отр}}{t_{разб}}$$

Длина разбега в этом случае определяется по формуле:

$$L_p = \frac{j_{cp} \cdot t_{разб}^2}{2}$$

где $j_{cp} \cdot t_{разб} = V_{отр}$.

Как видно из формулы, длина разбега определяется скоростью отрыва и средним ускорением, причем, при уменьшении скорости отрыва и увеличении ускорения длина разбега уменьшается.

Среднее ускорение самолета j_{cp} при разбеге зависит от избытка тяги $\Delta P = P - (X + F_{тр})$ и массы самолета $m = G/g$ и при большем избытке тяги и меньшей массе самолета ускорение большее, так как:

$$j_{cp} = \frac{\Delta P}{m} = g \frac{P - (X + F_{тр})}{G}$$

Величина длины разбега зависит от различных эксплуатационных факторов.

Плотность воздуха.

При уменьшении плотности воздуха (высокая температура, низкое давление, высокогорный аэродром) длина разбега, увеличивается. Это можно объяснить следующим:

- Увеличивается истинная скорость отрыва (приборная скорость постоянная);
- Уменьшается ускорение самолета вследствие уменьшения избытка тяги $\Delta P = P - (X + F_{тр})$, вызванного уменьшением располагаемой тяги.

Сумма сил лобового сопротивления и силы трения $(X + F_{тр})$ практически не изменяется, так как при уменьшении плотности на любой истинной скорости разбега лобовое сопротивление и подъемная сила уменьшаются, а сила трения увеличивается вследствие уменьшения подъемной силы.

Взлетный вес самолета.

При увеличении взлетного веса длина разбега возрастает. Во-первых, при взлете с большим весом увеличивается скорость отрыва, во-вторых, значительно уменьшается ускорение самолета j_{cp} . Самолет с большим весом инертнее, так как имеет большую массу. Кроме того, на любой скорости увеличивается сила трения, а на больших скоростях увеличивается еще и сопротивление самолета. Вследствие этого избыток тяги и ускорение самолета уменьшаются.

Механизация крыла.

При отклонении закрылков и предкрылков на взлете $C_{уотр}$ увеличивается, а скорость отрыва и длина разбега уменьшаются. При таком угле отклонения закрылков и предкрылков запас тяги ΔP и ускорение самолета практически не изменяются, потому что сумма сил лобового сопротивления и силы трения остается постоянной, но значительно уменьшает длину разбега.

Ветер.

При взлете со встречным ветром величина путевой скорости отрыва уменьшается на величину скорости ветра. Уменьшение путевой скорости отрыва вызывает уменьшение длины разбега.

Наклон взлетной полосы.

При взлете с полосы, имеющей угол наклона $\theta_{впп}$, составляющая веса самолета $G \cdot \sin \theta_{впп}$ направлена параллельно плоскости ВПП.

Если самолет взлетает под уклон, то к тяге силовой установки добавляется составляющая веса $G \cdot \sin \theta_{впп}$. Следовательно, самолет имеет большее ускорение и меньшую длину разбега, и наоборот.

Угол атаки самолета.

При выполнении взлета необходимо помнить, что на $\alpha_{отр}$ ($C_{уотр}$) каждому взлетному весу соответствует своя приборная скорость отрыва. Если пилот обеспечит отрыв самолета на этой скорости, то это значит, что отрыв произошел на расчетном угле атаки и длина разбега будет соответствовать расчетной по номограмме взлета. Для обеспечения отрыва самолета на расчетной скорости достаточно начать подъем передней опоры так же на расчетной скорости V_R .

Взлётные характеристики самолета

В процессе подготовки к полету определяется максимально допустимый взлетный вес самолета с учетом обеспечения надлежащего уровня безопасности при выполнении взлета на случай отказа критического двигателя. Для этого веса определяются:

1. скорость принятия решения V_1 ;
2. скорость начала подъема передней опоры $V_{по}$ (V_R);
3. безопасная скорость взлета V_2 ;
4. скорость и полные градиенты набора высоты на различных этапах (участках) взлета;
5. потребная взлетная дистанция при всех работающих двигателях.

Определение максимально допустимого взлетного веса самолета и скоростей: V_1 , $V_{по}$ (V_R) и V_2 .

Для определения максимально допустимого взлетного веса самолета и скоростей V_1 , $V_{по}$ (V_R) и V_2 необходимо знать условия взлета и характеристику полной взлетной дистанции

$$L_{пв} = L_{взл} + L_{нн}.$$

1. Собственно взлет, в случае отказа одного двигателя $L_{взл}$, должен закончиться на располагаемой дистанции (продолженного) взлета (РДВ), которая включает: длину ВПП, уменьшенную на участок выруливания самолета ($L_{выр} \leq 100$ м) и длину свободной зоны ($L_{сз}$) полосы воздушных подходов (ПВП), причем участок свободной зоны, включаемый в длину РДВ, должен быть не более $1/2$ длины ВПП. В расчете обычно берется $2/3 L_{сз} = \text{ПВП}$

$$L_{зв} \leq \text{РДВ} = \text{ВПП} - L_{выр} + \text{ПВП}$$

2. В случае продолжения взлета при отказе одного двигателя разбег самолета должен закончиться на ВПП, причем после отрыва самолет должен пролететь над ВПП $1/2$ первого этапа набора высоты L_1 ($H=10,7$ м). Общее расстояние $L_{взл} = L_p + L_1/2$ должно быть не более располагаемой длины разбега РДР, которая равна длине ВПП, уменьшенной на длину участка выруливания $L_{выр}$:

$$L_{зр} = L_p + L_1 \leq \text{РДР} = \text{ВПП} - L_{выр}$$

3. В случае прекращения взлета при отказе одного двигателя самолет должен остановиться в пределах располагаемой дистанции прерванного взлета (РДПВ), которая равна длине располагаемой летной полосы (РЛП), уменьшенной на участок выруливания $L_{выр}$. РЛП включает длину ВПП и длину концевой полосы безопасности КПБ:

$$L_{прекр.взл} \leq \text{РДПВ} = \text{РЛП} - L_{выр} = \text{ВПП} - L_{выр} + \text{КПБ}$$

4. Уклон полосы θ – это тангенс угла уклона ВПП в % ($\theta = \text{tg } \theta_{\text{ВПП}} \cdot 100\%$), должен быть не более $\pm 2\%$.
5. По величине скорости и направлению ветра определяется составляющая ветра W_x по оси ВПП и составляющая W_z под углом 90° к оси ВПП. По величине боковой составляющей ветра W_z , с учетом состояния поверхности ВПП (коэффициента сцепления ϕ), определяется возможность взлета. Осевая составляющая ветра W_x учитывается при определении максимально допустимого взлетного веса, причем расчетные графики построены так, что поправка на встречный ветер учитывает $0,5 W_x$, а на попутный $1,5 W_x$. Такая величина коэффициентов предотвращает взлет самолета с завышенным весом, так как в момент взлета встречный ветер может уменьшиться, а попутный увеличится.
6. Температура в $^\circ\text{C}$ и атмосферное давление в мм.рт.ст. на аэродроме взлёта. При наличии этих условий и характеристик полной взлётной дистанции можно определить максимально допустимый взлётный вес $G_{взл \text{ max доп}}$ и скорости V_1 , $V_{по}$ (VR) и V_2 .

Максимально допустимый взлетный вес.

По НЛГС-3 полный градиент набора высоты $\eta_{пн}$ в случае отказа одного критического двигателя с этим весом должен быть на 1-м этапе набора не менее

0,5%, на 2-м – не менее 1,3%, на 3-м – не менее 3%, на 4-м – не менее 1,7%. Величина полного градиента будет обеспечена при балансировке самолета при полете без скольжения. Если балансировка самолета будет со скольжением, то сопротивление самолета увеличится, запас тяги ΔP , угол набора высоты и градиент набора высоты уменьшится, но на величину не более, чем 1% на 2-м, 3-м и 4-м этапах набора высоты, т.е. чистый градиент набора высоты $\eta_{\text{пн}}$ на 3-м этапе должен быть не менее 2% на $V_2 = 1,2 V_c$.

Такой метод определения максимально допустимого веса можно объяснить следующим. Угол набора высоты определяется:

$$\sin \theta_n = \Delta P / G = (P_p - X - G \sin \theta) / G \approx \operatorname{tg} \theta_n, \text{ а градиент } \eta_n = \operatorname{tg} \theta_n \cdot 100\%$$

Это означает, что градиент набора характеризует угол набора высоты, причем, для малых углов набора $\operatorname{tg} \theta_n \approx \sin \theta_n$. Величина запаса тяги ΔP , угла набора и градиента набора высоты при полете без скольжения определяется величиной располагаемой тяги. При увеличении высоты (уменьшении атмосферного давления и температуры воздуха) располагаемая тяга и запас тяги уменьшаются, следовательно, для сохранения угла и градиента набора ($\sin \theta_n$ и $\operatorname{tg} \theta_n \cdot 100\%$) необходимо уменьшить вес (см. формулу для определения в $\sin \theta_n$).

В разд. 4.2. было указано, что скорость начала подъема колес передней опоры шасси V_R выбрана так, чтобы обеспечить отрыв самолета на безопасной скорости посредством скорости срыва V_c , причем $V_R = 1,15 V_c$. Безопасная скорость начального набора высоты со взлетной конфигурацией самолета при убранном шасси $V_2 = 1,2 V_c$.

Рассмотрим условия выбора скорости принятия решения V_1 .

1. эта скорость должна удовлетворять условию $V_{\text{мин эв}} \leq V_1 \leq V_{\text{по}}$, где $V_{\text{мин эв}}$ – минимальная эволютивная скорость разбега. В случае отказа критического двигателя на разбеге на скорости $V_{\text{мин эв}}$ должна обеспечиваться возможность только с помощью аэродинамических органов управления (руля направления) сохранить прямолинейное движение самолета.
2. скорость принятия решения $V_1 = V_{\text{отк1дв}} + \Delta V_{\Delta t=3c}$. Это выражение означает, что решение о продолжении или прекращении взлета пилот принимает не в момент отказа двигателя, а на несколько большей скорости. Скорость принятия решения V_1 должна быть не больше V_R , так как по достижении V_R начинается подъем передней стойки шасси и через 2...3 с наступает отрыв самолета от ВПП.

После отрыва прекращать взлет запрещается потому, что не гарантируется безопасность посадки вследствие большого веса самолета и, главным образом, по технике пилотирования. Самолет после отрыва находится на больших углах тангажа и под действием несимметричной тяги разворачивается и кренится в сторону отказавшего бокового двигателя. Пилот отклонением руля направления и элеронов парирует разворот, но при уменьшении РУД для выполнения посадки вследствие отклоненных рулей самолет будет разворачиваться и крениться в сторону работающего двигателя с одновременным снижением и увеличением

углов атаки. Все это может привести к грубой посадке на одну основную опору на больших углах атаки и с боковым ударом при взлетном весе самолета. Возможен в этом случае и срыв самолета. Таким образом, при отказе критического двигателя после скорости V_R взлет необходимо продолжать, а скорость принятия решения V_1 должна быть не больше скорости V_R , т. е. $V_1 \leq V_R$. Такие требования к выбору скорости V_1 определяются техникой пилотирования.

Вместе с этим скорость V_1 выбирается такой, чтобы при отказе одного двигателя на разбеге гарантировалась безопасность как при прекращении взлета, так и при его продолжении. При прекращении взлета до V_1 самолет должен остановиться в конце располагаемой дистанции прерванного взлета (РДПВ). При продолжении взлета на V_1 отрыв самолета должен произойти с ВПП на расчетной скорости $V_{отр}$ и к концу располагаемой дистанции разбега (ВПП) самолет должен пролететь $0,5 L_1$, а к концу располагаемой дистанции (продолженного) взлета набрать высоту 10,7 м и достигнуть скорости V_2 . Учитывая это, при отказе одного двигателя на разбеге до скорости V_1 включительно взлет прекращать, а на большей скорости обязательно продолжать.